

DLR-IB-FT-BS-2017-34

Konzeptuntersuchungen für ein zukünftiges unbemanntes Lufttransportsystem

Interner Bericht

Autor: Yasim Julian Hasan



DLR

**Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt**

Institutsbericht
DLR-IB-FT-BS-2017-34

Konzeptuntersuchungen für ein zukünftiges unbemanntes Lufttransportsystem

Yasim Julian Hasan

Institut für Flugsystemtechnik
Braunschweig

134 Seiten
58 Bilder
9 Tabellen

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Institut für Flugsystemtechnik
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Stufe der Zugänglichkeit: I, Intern und extern unbeschränkt zugänglich

Braunschweig, den 01. März 2017

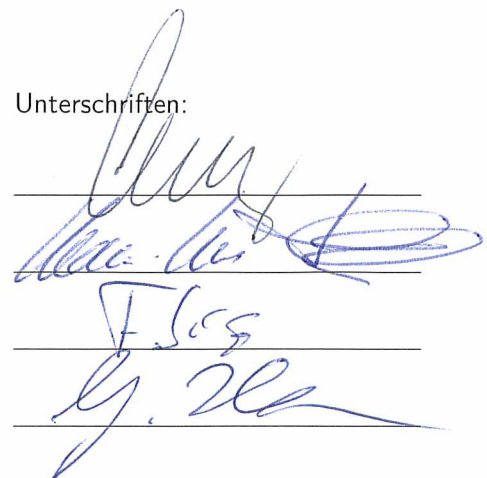
Institutsdirektor: Prof. Dr.-Ing. S. Levedag

Abteilungsleiter: Prof. Dr.-Ing. K.-U. Hahn

Betreuer: Dipl.-Ing. F. Sachs

Verfasser: M.Sc. Y. J. Hasan

Unterschriften:



Übersicht

Im Rahmen dieser Masterarbeit werden zwei unbemannte Flugzeugkonfigurationen für die im DLR-Projekt ALAADy (*Automated Low Altitude Air Delivery*) vorgesehene Transportaufgabe von der Nutzlast von einer Tonne ausgewählt und entworfen. Dafür werden in Kapitel 2 zunächst eine Vielzahl von Konfigurationen betrachtet und qualitativ im Hinblick auf die in ALAADy formulierten Anforderungen bewertet. Dabei werden die konventionelle Drachenkonfiguration, ein Entenflugzeug, ein Doppelleitwerksträger, ein Doppeldecker sowie ein Boxwing für genauere Untersuchungen ausgewählt. Kapitel 3 fasst die wichtigsten theoretischen Hintergründe zusammen, die für das Verständnis dieser Masterarbeit sowie der ausgewählten Konfigurationen hilfreich sind. In Kapitel 4 werden die gewählten Konfigurationen im Rahmen von Flugleistungsbetrachtungen verglichen. Dabei werden diese für verschiedene Werte der Spannweite derart ausgelegt, dass die ALAADy-Anforderungen an die maximalen Start- und Landestrecken sowie die minimale Reichweite eingehalten werden. Zusätzlich wird ein Konzept untersucht, bei dem der Maximalauftrieb durch die Integration zusätzlicher elektrischer Triebwerke vergrößert wird. Auf Basis der Ergebnisse werden die elektrischen Versionen des Doppelleitwerksträgers sowie des Boxwings für die nachfolgenden Analysen ausgewählt. In Kapitel 5 werden die Geometrien dieser beiden Konfigurationen im Hinblick auf die statische Stabilität und Steuerbarkeit modifiziert sowie die resultierenden Änderungen der Flugleistungen ermittelt. Darüber hinaus werden Untersuchungen zur dynamischen Stabilität in der Reiseflugkonfiguration angestellt. Abschließend werden im Rahmen von Kapitel 6 ein Regler für die Längsbewegung implementiert sowie Reiseflug und Startvorgang für den Doppelleitwerksträger simuliert.

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	VI
Tabellenverzeichnis	VIII
Formelverzeichnis	IX
1. Einleitung	1
1.1. Aktuelle Projekte zum Thema unbemannter Lufttransportsysteme	3
1.1.1. DHL Paketkopter	3
1.1.2. Amazon Prime Air	3
1.1.3. Google Project Wing	4
1.1.4. NASA UTM	4
1.1.5. Kaman K-Max Unmanned Helicopter	4
1.2. Das Projekt ALAADy	4
1.3. Eingliederung der ALAADy-Flugzeugkonfiguration in den Stand der Technik	6
1.4. Ziele dieser Arbeit und Vorgehen	6
2. Vorbetrachtung möglicher Flugzeugkonfigurationen	8
2.1. Konventionelle Drachenkonfiguration	9
2.2. Entenflugzeug	10
2.3. Dreiflächenflugzeug	11
2.4. Doppelleitwerksträger	11
2.5. Doppelrumpfflugzeug	13
2.6. Nurflügler	14
2.7. Doppeldecker	15
2.8. Boxwing	16
2.9. Ringflügler	17
2.10. Kipprotor-Wandelflugzeug	17
2.11. Rotorflugzeuge	18
2.12. Luftschiff	19
3. Theoretische Grundlagen	20
3.1. Flugmechanische Grundgleichungen	20
3.2. Grundlagen nicht planarer Flügelkonfigurationen	21
4. Flugleistungsbetrachtungen	25
4.1. Flugzeugvorentwurf	25
4.1.1. Definition der Geometrie	27

4.1.2.	Strategie des Vorentwurfs	33
4.1.3.	Betrachtung der Landestrecke	35
4.1.4.	Massenabschätzung und Modellierung der Aerodynamik	36
4.1.5.	Betrachtung des Reiseflugs	50
4.1.6.	Betrachtung der Startstrecke	51
4.1.7.	Ergebnisse	54
4.2.	Integration elektrischer Triebwerke	64
4.2.1.	Konzept zur Auftriebserhöhung	65
4.2.2.	Berücksichtigung der elektrischen Triebwerke im Entwurf	65
4.2.3.	Leistungsdimensionierung für die elektrischen Triebwerke	67
4.2.4.	Anpassung von Massen, Widerständen und Startstrecke	69
4.2.5.	Ergebnisse	71
4.3.	Auswahl zweier Konfigurationen	78
5.	Flugeigenschaftsbetrachtungen	80
5.1.	Stabilitätsbetrachtungen	80
5.1.1.	Strategie der Geometriemodifikation	81
5.1.2.	Schwerpunktberechnung	82
5.1.3.	Zulässiger Schwerpunktbereich	84
5.1.4.	Abschätzung flugmechanischer Derivativa	86
5.1.5.	Anpassung der Geometrie	96
5.1.6.	Resultierende Geometrieänderungen	99
5.1.7.	Resultierende Schwerpunkte	101
5.2.	Berechnung der Trägheitsmomente	102
5.3.	Ermittlung flugmechanischer Derivativa mit VLM	103
5.4.	Betrachtung der Eigenbewegungsformen	106
6.	Flugsimulation	109
6.1.	Höhen- und Geschwindigkeitsregelung	109
6.2.	Simulation des Startvorgangs	114
7.	Zusammenfassung	116
8.	Ausblick	118
	Literatur	120
Anhang A.	Weitere Abschätzungsformeln	123
A.1.	Abschätzung des Reibungsbeiwertes	123
A.2.	Zulässiger Schwerpunktbereich des Boxwings	124
A.3.	Widerstandsanstieg	125
A.4.	Nickmoment durch Klappenauerschlag	125
A.5.	Querrudergiermomentenbeiwert	126
A.6.	Eigenbewegungsformen	126
A.6.1.	Längsbewegung	126
A.6.2.	Seitenbewegung	127

Anhang B. Diagramme und Tabellen	129
B.1. Diagramme	129
B.2. Tabellen	132

Abbildungsverzeichnis

2.1.	Skizze einer konventionellen Drachenkonfiguration	9
2.2.	Skizze eines Entenflugzeuges	10
2.3.	Skizze eines Dreiflächenflugzeuges	11
2.4.	Skizze eines Doppelleitwerksträgers	12
2.5.	Skizze eines Doppelrumpfflugzeuges	13
2.6.	Skizze einer Nurflüglerkonfiguration	14
2.7.	Skizze eines Doppeldeckers	15
2.8.	Skizze eines Boxwings	16
2.9.	Skizze eines Ringflüglers	17
2.10.	Skizze eines Kipprotor-Wandelflugzeuges	18
2.11.	Skizze eines Luftschiffs	19
3.1.	Auftriebsverteilungen für einen einzelnen und einen Doppelflügel	22
3.2.	Flügeleffizienzen verschiedener nicht planarer Flügelsysteme	23
3.3.	Auftriebsverteilung für einen Boxwing	23
4.1.	ALAADy-Prozessverlauf	26
4.2.	Abmessungen des Boxwings	32
4.3.	Konzeptskizze der Vorentwurfsstrategie	34
4.4.	Iterative Abschätzung der Massen und Widerstände	37
4.5.	Grundlegende Parameter der resultierenden Flugzeugkonfigurationen	56
4.6.	Aerodynamische Parameter der resultierenden Flugzeugkonfigurationen	58
4.7.	Widerstands- und Massenanteile des konventionellen Flugzeugs	61
4.8.	Widerstands- und Massenanteile des Entenflugzeugs	62
4.9.	Widerstands- und Massenanteile des Doppelleitwerksträgers	62
4.10.	Widerstands- und Massenanteile des Doppeldeckers	63
4.11.	Widerstands- und Massenanteile des Boxwings	63
4.12.	Skizze des Entwurfsprozesses mit elektrischen Triebwerken	66
4.13.	Kräfte am Flugzeug im Landeanflug	67
4.14.	Grundlegende Parameter der elektrischen Flugzeugkonfigurationen	72
4.15.	Aerodynamische Parameter der elektrischen Flugzeugkonfigurationen	73
4.16.	Widerstands- und Massenanteile des elektrischen konventionellen Flugzeugs	76
4.17.	Widerstands- und Massenanteile des elektrischen Entenflugzeugs	76
4.18.	Widerstands- und Massenanteile des elektrischen Doppelleitwerksträgers	76
4.19.	Widerstands- und Massenanteile des elektrischen Doppeldeckers	77
4.20.	Widerstands- und Massenanteile des elektrischen Boxwings	77
4.21.	Modelle der ausgewählten Konfigurationen	78

5.1.	ALAADy-Prozessverlauf, Flugeigenschaftsbetrachtungen	80
5.2.	Konzeptskizze der Geometrieänderungsstrategie	82
5.3.	Unterbringung der Fracht und des Notlandesystems im Rumpf	83
5.4.	Momentenbilanz der Längsbewegung	84
5.5.	Resultierende Geometrieänderungen des Doppelleitwerksträgers	100
5.6.	Schwerpunkte des Doppelleitwerksträgers	101
5.7.	Schwerpunkte des Boxwings	102
5.8.	VLM-Modelle der Flugezugkonfigurationen	103
5.9.	Polstellen der Eigenbewegungen des Doppelleitwerksträgers	107
5.10.	Polstellen der Eigenbewegungen des Boxwings	108
6.1.	ALAADy-Prozessverlauf, Flugreglerimplementierung	109
6.2.	Skizze des geschlossenen Regelkreises für die Längsbewegung	110
6.3.	Skizze des Gesamtenergiereglers	111
6.4.	Flugverlauf des geregelten Doppelleitwerksträgers bei voller Beladung	112
6.5.	Flugverlauf des geregelten Doppelleitwerksträgers ohne Beladung	113
6.6.	Startvorgang des Doppelleitwerksträgers bei voller Beladung	114
B.1.	Flügelantriebswirksamkeitsfaktor für Einfachspaltklappen	129
B.2.	Zusatzwiderstandsbeiwert durch Einfachspaltklappen	129
B.3.	Anströmung des Seitenleitwerks	130
B.4.	Schieberollbeiwerte für verschiedene Flügelpositionen	130
B.5.	Rumpfformfaktor	130
B.6.	Zusammensetzung des ausgewählten Doppelleitwerksträgers	131
B.7.	Zusammensetzung des ausgewählten Boxwings	131

Tabellenverzeichnis

4.1. Wichtige Flugleistungsparameter der ausgewählten Flugzeugkonfigurationen	79
5.1. Resultierende Geometrieänderungen des Doppelleitwerksträgers	99
5.2. Resultierende Änderungen der Flugleistungen des Doppelleitwerksträgers	100
5.3. Flugmechanische Derivativa bei voller Beladung	105
5.4. Flugmechanische Derivativa der leeren Flugzeuge	106
B.1. Komponentenschwerpunkte des Doppelleitwerksträgers	132
B.2. Komponentenschwerpunkte des Boxwings	133
B.3. Trägheitsmomente der leeren Flugzeugkonfigurationen	133
B.4. Verwendete Reglerkonstanten	134

Formelverzeichnis

Abkürzungen

ALAADy	Automated Low Altitude Air Delivery
AVL	Athena Vortex Lattice
DC	Drag Counts (1 DC $\cong \Delta C_W = 10^{-4}$)
DEP	Distributed Electric Propulsion
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
HALE	High Altitude Long Endurance
LEAPTech	Leading Edge Asynchronous Propellers Technology
MALE	Medium Altitude Long Endurance
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
NASA	National Aeronautics and Space Administration
UAS	Unmanned Aircraft System
UAV	Unmanned Aircraft Vehicle
UTM	UAS Traffic Management
VLM	Vortex Lattice-Method

Lateinische Symbole

a	Schallgeschwindigkeit	(m/s)
\tilde{a}	Bremsbeschleunigung	(m/s ²)
A	Auftriebskraft/Querschnitts- bzw. Stirnfläche	(N m ²)
b	Spannweite/Breite	(m)
b_P	Spezifischer Kraftstoffverbrauch von Propellertriebwerken	(kg/kWh)
$b_{Rumpf, str}$	Rumpfstrukturbreite	(m)
C_A	Auftriebsbeiwert	(–)
C_{A2}	Auftriebsbeiwert beim Abheben	(–)
$C_{A, r}$	Auftriebsbeiwert beim Rollen	(–)
C_{Aq}	Nickauftriebsbeiwert	(–)
$C_{A\alpha}$	Auftriebsanstieg	(–)
$C_{A\eta}$	Höhenruderauftriebsbeiwert	(–)
c_f	Reibungsbeiwert	(–)
C_{lp}	Rolldämpfungsbeiwert	(–)

C_{lr}	Gierrollmomentenbeiwert	(–)
$C_{l\beta}$	Schieberollmomentenbeiwert	(–)
$C_{l\zeta}$	Seitenruderrollmomentenbeiwert	(–)
$C_{l\xi}$	Querruderrollmomentenbeiwert	(–)
C_{m0}	Nullmomentenbeiwert	(–)
C_{mq}	Nickdämpfungsbeiwert	(–)
$C_{m\alpha}$	Nickmomentenanstieg	(–)
$C_{m\dot{\alpha}}$	Nickmomentenänderung durch Anstellwinkeländerung	(–)
$C_{m\delta_K}$	Nickmomentenänderung durch Klappenausschlag	(–)
$C_{m\eta}$	Höhenrudernickmomentenbeiwert	(–)
C_{np}	Rollgiermomentenbeiwert	(–)
C_{nr}	Gierdämpfungsbeiwert	(–)
$C_{n\beta}$	Schiebegiermomentenbeiwert	(–)
$C_{n\zeta}$	Seitenrudergiermomentenbeiwert	(–)
$C_{n\xi}$	Querrudergiermomentenbeiwert	(–)
C_{Yp}	Rollseitenkraftbeiwert	(–)
C_{Yr}	Gierseitenkraftbeiwert	(–)
$C_{Y\beta}$	Schiebeseitenkraftbeiwert	(–)
$C_{Y\zeta}$	Seitenruderseitenkraftbeiwert	(–)
C_W	Widerstandsbeiwert	(–)
C_{W0}	Nullwiderstandsbeiwert	(–)
$C_{W0,r}$	Nullwiderstandsbeiwert beim Rollen	(–)
C_{W2}	Widerstandsbeiwert beim Abheben	(–)
$C_{W,r}$	Widerstandsbeiwert beim Rollen	(–)
$C_{W,Kante}$	Kanteninterferenzwiderstand	(–)
$C_{W\alpha}$	Widerstandsanstieg	(–)
$C_{W\beta}$	Schiebewiderstandsbeiwert	(–)
e	Flügleffizienzfaktor	(–)
\tilde{e}_{LiOH}	Massenspezifische Energie von LiOH-Batterien	(kWh/kg)
E	Gleitzahl	(–)
f_P	Maximaler Triebwerksleistungsanteil im Reiseflug	(–)
F	Schub	(N)
g	Erdbeschleunigung	(m/s ²)
h	Höhe/Vertikaler Abstand zwischen zwei Flügeln	(m)
H	Hindernishöhe	(m)
$H_{\ddot{U}}$	Höhe nach Beendigung des Übergangsbogens	(m)
\underline{I}	Trägheitstensor	(kg · m ²)
k_S	Rauhigkeit	(mm)
k^*	Rumpfformfaktor	(–)
\vec{K}	Kraftvektor	(N)
\vec{K}^A	Aerodynamische Kräfte	(N)
\vec{K}^F	Schubkräfte	(N)
\vec{K}^G	Gewichtskräfte	(N)
l	Profiltiefe	(m)
L	Aerodynamisches Rollmoment	(Nm)

$l_{Rumpf, str}$	Rumpfstrukturlänge	(m)
l_{F-R}	Schnittkurvenlänge von Flügelwurzel und Rumpf	(m)
l_{μ}	Flügelbezugstiefe	(m)
m	Masse	(kg)
M	Aerodynamisches Nickmoment	(Nm)
\vec{M}	Momentenvektor	(Nm)
\vec{M}^A	Aerodynamische Momente	(Nm)
\vec{M}^F	Schubbedingte Momente	(Nm)
$\underline{\underline{M}}$	Transformationsmatrix	(–)
m_A	Maximale Abflugmasse	(kg)
$m_{Aktuatoren}$	Masse aller Aktuatoren	(kg)
$m_{Ausrüstung}$	Masse der Ausrüstung	(kg)
$m_{Batterien}$	Masse aller Batterien	(kg)
$m_{Elektromotor}$	Masse eines Elektromotors	(kg)
$m_{Elektronik}$	Masse der Elektronik	(kg)
$m_{Frachtsystem}$	Masse des Frachtsystems	(kg)
$m_{Instrumente}$	Masse der Messinstrumente	(kg)
m_{Kabel}	Kabelmasse	(kg)
m_K	Kraftstoffmasse	(kg)
$m_{K, Res}$	Reservekraftstoffmasse	(kg)
m_N	Nutzmasse	(kg)
$m_{Notlandesystem}$	Masse des Notlandesystems	(kg)
$m_{Struktur}$	Strukturmasse	(kg)
m_{Tanks}	Masse der Treibstofftanks	(kg)
Ma	Machzahl	(–)
N	Aerodynamisches Giermoment/Anzahl	(Nm –)
$N_{Batterien}$	Anzahl der Batterien	(–)
$N_{Fahrwerke}$	Anzahl der Fahrwerke	(–)
$N_{Steuerflächen}$	Anzahl aller Steuerflächen	(–)
N_{Tanks}	Anzahl der Treibstofftanks	(–)
n_L	Maximales Lastvielfaches während der Landung	(–)
$n_{\tilde{U}}$	Lastvielfaches im Übergangsbogen	(–)
n_V	Exponent der Schub-Geschwindigkeit-Abhängigkeit	(–)
n_z	Maximales Lastvielfaches	(–)
p	Position	(m)
P	Leistung	(W)
q	Staudruck	(Pa)
Q	Querkraft	(N)
r	Radius/ x -Abstand zum Schwerpunkt	(m)
r_H^*	x -Abstand zwischen Flügel- und Leitwerksneutralpunkt	(m)
R	Reichweite	(km)
Re	Reynoldszahl	(–)
R_L	Landestrecke	(m)
R_S	Startstrecke	(m)
s	Halbspannweite/Weite	(m)

S	Flügelfläche	(m ²)
$S_{Flügel}$	Nettoflügelfläche	(m ²)
$S_{Frachtraum}$	Grundfläche des Frachtraums	(m ²)
t	Dauer	(s)
$v_{i,Prop}$	Induzierte Propellergeschwindigkeit	(m/s)
V	Volumen/Fluggeschwindigkeit	(m ³ m/s)
V^*	Volumen des rotationssymmetrischen Körpers	(m ³)
V_2	Fluggeschwindigkeit beim Abheben	(m/s)
V_D	Maximal zulässige Geschwindigkeit (<i>Design Diving Speed</i>)	(m/s)
V_K	Bahngeschwindigkeit	(m/s)
V_S	Überziehgeschwindigkeit	(m/s)
V_{TD}	Touch-Down-Geschwindigkeit	(m/s)
W	Widerstandskraft/Arbeit	(J kWh N)
x, y, z	Kartesische Koordinaten	(m)

Griechische Symbole

α	Anstellwinkel	(°)
α_δ	Flügelauftriebswirksamkeitsfaktor	(–)
β	Schiebewinkel	(°)
δ	Relative Profildicke	(–)
δ_K	Klappenausschlag	(°)
$\partial\alpha/\partial\delta_K$	Anstellwinkeländerung durch Klappenausschlag	(–)
$\partial\alpha/\partial\eta$	Anstellwinkeländerung durch Höhenruderausschlag	(–)
$\partial\alpha/\partial\xi$	Anstellwinkeländerung durch Querruderausschlag	(–)
$\partial\alpha_H/\partial\eta$	Anstellwinkeländerung am HLW durch Höhenruderausschlag	(–)
$\partial\alpha_W/\partial\alpha$	Abwind am HLW durch Anstellwinkel	(–)
$\partial\beta_W/\partial\beta$	Schiebewind am SLW durch Schiebewinkel	(–)
$\partial\beta_S/\partial\beta$	Schiebewinkeländerung am SLW durch Schiebewinkel	(–)
$\partial\beta_S/\partial\zeta$	Schiebewinkeländerung am SLW durch Seitenruderausschlag	(–)
ϵ	Einstellwinkel	(°)
ζ	Seitenruderausschlag	(°)
γ	Gleitwinkel	(°)
η	Wirkungsgrad	(–)
η_0	Wirkungsgrad durch viskose und Rotationseffekte	(–)
ϑ	V-Stellung	(°)
κ_S	Streckungsvergrößerungsfaktor für das Seitenleitwerk	(–)
λ	Zuspitzung	(–)
Λ	Streckung	(–)
Λ_r	Streckung beim Rollen	(–)
μ	Reibungsbeiwert/normierte Masse	(–)
ξ	Querruderausschlag	(°)
ρ	Luftichte	(kg/m ³)
ρ_K	Treibstoffichte	(kg/m ³)

σ	Faktor für gegenseitig induzierten Widerstand	(–)
φ	Pfeilung	(°)
ω, ω_0	Gedämpfte-/ungedämpfte Eigenkreisfrequenz	(°/s)
Ω	Drehgeschwindigkeit	(°/s)

Parameter für Abschätzungsformeln

K_d	Einflussfaktor für die Bauweise der Tür
$k_{e,F}$	Korrekturfaktor für Flügeffizienz, Rumpfeinfluss
$k_{e,D0}$	Korrekturfaktor für Flügeffizienz, Nullwiderstandseinfluss
$k_{e,M}$	Korrekturfaktor für Flügeffizienz, Kompressibilitätseinfluss
$k_{e,\vartheta}$	Korrekturfaktor für Flügeffizienz, Einfluss der V-Stellung
$k_{h/b}$	Korrekturfaktor für Boxwing-Abwind, Einfluss des vertikalen Abstands
K_{ft}	Einflussfaktor für den Flügel-Triebwerk-Interferenzwiderstand
K_{Lg}	Einflussfaktor für die Installationsweise des Fahrwerks
K_{mp}	Einflussfaktor für die Bauweise des Heckfahrwerks
K_{np}	Einflussfaktor für die Bauweise des Bugfahrwerks
K_r	Einflussfaktor für Kolbenmotoren
K_{rlw}	Einflussfaktor für den Rumpf-Leitwerk-Interferenzwiderstand
K_t	Leistungs-Gewichts-Verhältnis des Triebwerks
K_{tp}	Einflussfaktor für Turboproptriebwerke
K_v	Einflussfaktor für die Bauweise des Leitwerks
k_{WL}	Korrekturfaktor für die V-Stellung oder Winglets
K_{ws}	Einflussfaktor für die Rumpfverstärkung aufgrund Flügelintegration
K_{Wr}	Einflussfaktor für den Widerstand aufgrund Bodeneffekten
N_C	Anzahl der Crewmitglieder
N_{mss}	Anzahl der Dämpfungssäulen am Heckfahrwerk
N_{mw}	Anzahl der Räder am Heckfahrwerk
N_{nw}	Anzahl der Räder am Bugfahrwerk
V_i	Gesamtvolumen der integralen Tanks
V_p	Gesamtvolumen der äußeren versiegelten Tanks
V_t	Gesamtvolumen aller Treibstofftanks
k_λ	Korrekturfaktor für Boxwing-Abwind, Einfluss der Zuspitzung
k_Λ	Korrekturfaktor für Boxwing-Abwind, Einfluss der Streckung
Θ	Formkorrekturfaktor

Indizes

a	Aerodynamisches Koordinatensystem
$Arme$	Leitwerksarme
box	Boxwing
bi	Doppeldecker

C	Canard
eff	Effektiv
el	Wert bezogen auf elektrische Triebwerke
f	Flugzeugfestes Koordinatensystem
F	Flügel (Derivativberechnungen)
$F - C$	Flügel-Canard-Interferenz
$F - VF$	Flügel-Vertikalflügel-Interferenz
$F - R$	Flügel-Rumpf-Interferenz
$F - Twk$	Flügel-Triebwerk-Interferenz
$Fahrwerk$	Wert für das Fahrwerk
$Flügel$	Wert für den Flügel (Flugzeugvorentwurf)
FR	Flügel-Rumpf (Derivativberechnungen)
g	Geodätisches Koordinatensystem
ges	Gesamt
h	Hinten
H	Höhenleitwerk (Derivativberechnungen)
HLW	Höhenleitwerk (Flugzeugvorentwurf)
HR	Höhenruder
Int	Interferenz
$inst$	Installiert
iso	Isoliert
k	Bahnachsenkoordinatensystem
K	Klappen
L	Wert während des Landevorgangs
LW	Leitwerk
max	Maximaler Wert
min	Minimaler Wert
$Prop$	Propeller
QR	Querruder
R	Wert während des Reiseflugs
R	Rumpf (Derivativberechnungen)
$R - LW$	Rumpf-Leitwerk-Interferenz
ref	Referenz
$Reifen$	Wert für den Reifen
$Rumpf$	Wert für den Rumpf (Flugzeugvorentwurf)
s	Schwerpunktskoordinate
S	Wert während des Startvorgangs
S	Seitenleitwerk (Derivativberechnungen)
SLW	Seitenleitwerk (Flugzeugvorentwurf)
SR	Seitenruder
$theo$	Theoretisch
Twk	Triebwerk
v	Vorne
VF	Vertikalflügel
VK	Vorderkante

1. Einleitung

Die aktuellen Entwicklungen in der Luftfahrt sind geprägt durch einen starken Anstieg des Einsatzes von unbemannten Flugsystemen, sogenannten UAS (*Unmanned Aircraft System*). Dabei beinhaltet ein UAS das unbemannte Fluggerät, auch als UAV (*Unmanned Aircraft Vehicle*) bezeichnet, die Bodenstation und möglicherweise ein Satellitenkommunikationssystem. Während die Produktion und Weiterentwicklung von UAS anfänglich vor allem im Rahmen militärischer Projekte gefördert wurde, hat die zivile Nutzung unbemannter Flugsysteme in den letzten Jahren immer stärker an Bedeutung gewonnen. Dieser Trend wurde insbesondere durch die rasante Zunahme des Marktes für den Freizeitbereich begünstigt. Der wachsende technologische Fortschritt gepaart mit den sinkenden Anschaffungskosten führte dazu, dass die Zahl registrierter UAS in den Vereinigten Staaten Anfang des Jahres 2016 erstmals die der registrierten bemannten Flugsysteme übertroffen hat [6]. Die FAA (*Federal Aviation Administration*) geht zudem davon aus, dass sich die Zahl der unbemannten Flugsysteme bis 2020 mehr als verdoppeln wird [10].

Die Nutzung kleiner UAV für den kommerziellen Gebrauch ist derzeit noch stark eingeschränkt und wird seitens der FAA lediglich durch Ausnahmeregelungen gewährt [5]. Allerdings wird der kommerzielle Einsatz von unbemannten Fluggeräten in den USA mit einem Gewicht unter 25 kg seit Ende August 2016 durch die FAA Richtlinien Part 107 zugelassen und geregelt [11]. Es ist zu erwarten, dass auch Regularien für größere UAV folgen. Darüber hinaus werden auch die europäischen und deutschen Behörden mit Richtlinien zur Integration unbemannter Fluggeräte in den Luftraum reagieren. Abhängig von Zulassungs-, Sicherheits- und Betriebsrichtlinien kann sich der breite kommerzielle Gebrauch von UAS als sehr ökonomisch erweisen, wodurch der kommerzielle Einsatz unbemannter Fluggeräte an Bedeutung gewinnt und weitere Entwicklungen auf diesem Markt erwarten lässt.

Unbemannte Fluggeräte werden heutzutage sehr vielseitig im militärischen sowie im zivilen Bereich eingesetzt. Dies umfasst insbesondere Missionen, die aufgrund der Flugumstände nicht für bemannte Flugzeuge geeignet sind. Zu den wichtigsten Einsätzen zählen:

- **gefährliche Missionen:** Hierzu sind neben den offensichtlichen militärischen Einsätzen auch Löscheinsätze bei Waldbränden [2] oder die Erkundung schwer zugänglicher Orte wie beispielsweise des Inneren von Vulkanen zu nennen.
- **gesundheitsschädliche Missionen:** Diese umfassen Aufgaben wie von der Erkundung von nuklear verseuchten Gebieten bis hin zur autonomen Unkraut- und Schädlingsbekämpfung mittels Pestiziden [2].

- **lange und eintönige Missionen:** Sehr lange Einsätze können sehr belastend für die Flugbesatzung sein. Dies geht zwangsweise mit einem Effizienzverlust des Einsatzes infolge der Konzentrationsabnahme der Crew einher. Der Gebrauch von unbemannten Flugsystemen schafft hier Abhilfe und gewährt eine hohe Effizienz während des gesamten Einsatzes unabhängig von der Missionsdauer [2].
- **Flugversuche und Entwicklungsaufgaben:** Aufgrund der Fehlereinflüsse von numerischen Simulationen und Windkanalversuchen kommt man während der Entwicklung neuer Flugzeugkonfigurationen nicht ohne Flugversuche aus. Die Durchführung von Flugversuchen mittels deutlich kleineren skalierten unbemannten Flugzeugen ist erheblich günstiger als der Versuch mit einem Prototypen [2]. Dadurch, dass hierbei keine Menschen gefährdet werden, können die Versuche obendrein in einem frühen Entwicklungsstadium durchgeführt werden, wodurch sich sofort wichtige Erkenntnisse über die aerodynamischen und flugmechanischen Eigenschaften gewinnen lassen und der Entwicklungsprozess verkürzt wird.

Neben diesen Einsatzbereichen bieten UAV allerdings auch einige weitere Vorteile gegenüber bemannten Fluggeräten, die sie auch für die Anwendungen, bei denen üblicherweise bemannte Luftfahrzeuge genutzt werden, attraktiv erscheinen lassen. Diese Vorzüge betreffen vor allem:

- **den Umwelt- und Lärmschutz:** Diese Aspekte spielen in der heutigen Zeit eine immer größere Rolle. Da das relativ große Cockpit, der Pilot sowie die meisten Instrumente bei unbemannten Flugzeugen ausgelassen werden können, fallen diese in der Regel deutlich kleiner und damit leichter aus als bemannte Fluggeräte. Die benötigte Leistung sinkt damit deutlich, was in einer Reduktion der Schadstoff- sowie der Lärmemission resultiert [2].
- **Kostenreduktionen:** Neben dem geringeren Treibstoffverbrauch wäre die geringere Größe des Fluggerätes auch hinsichtlich der Wartung und Unterbringung von Vorteil. Trotz der nötigen Bodenkontrollstation können daher die Betriebskosten durch die Nutzung von UAS erheblich reduziert werden [2].
- **die sicherheitsrelevante Auslegung:** Je nach Verwendungszweck und Einsatzszenario können verschiedene Sicherheitskonzepte verfolgt werden. Das DLR hat sich für zwei getrennte Wege entschieden, um unbemannte Konfiguration auf den Weg zu bringen. Dabei werden die Strategien der
 - **HRC (*High Reliability Configuration*)**, wobei die Sicherheit anderer Luftverkehrsteilnehmer und der Bevölkerung am Boden durch eine Auslegung des UAV auf hohe Sicherheit und Zuverlässigkeit gewährleistet wird [7], sowie der
 - **MRC (*Minimum Risk Configuration*)**, bei der der Flugbetrieb so eingeschränkt ist, dass im Falle eines Fehlverhaltens weder andere Verkehrsteilnehmer noch Personen zu Schaden kommen können, verfolgt werden. Dies lässt sich beispielsweise durch ein Umfliegen bewohnter Gebiete und durch die Möglichkeit eines kontrollierten Flugabbruchs gewährleisten [7].

Während in der bemannten Luftfahrt eine Auslegung auf eine sehr hohe Zuverlässigkeit unabdingbar ist, kann bei unbemannten Fluggeräten beispielsweise durch die Wahl der MRC der Entwicklungs-, Produktions- und Wartungsaufwand deutlich reduziert werden.

Diese Vorteile erklären das wachsende Interesse an der kommerziellen Nutzung von unbemannten Flugsystemen für zahlreiche zivile Zwecke. Die möglichen Kosteneinsparungen, die meist geringere Größe der zugehörigen UAV sowie die damit einhergehende geringere Start- und Landeinfrastruktur empfehlen unbemannte Flugsysteme auch insbesondere für den automatisierten Transport von Luftfracht. Die ersten gewerblichen unbemannten Lufttransportmissionen werden derzeit für das Jahr 2019 prognostiziert [5].

1.1. Aktuelle Projekte zum Thema unbemannter Lufttransportsysteme

Der Trend zur Nutzung unbemannter Flugsysteme für den automatisierten Luftfrachttransport bringt allerdings auch einige Herausforderungen bezüglich der Luftraumintegration und der Kommunikation mit dem UAV beim Flug außer Sicht sowie die Frage nach geeigneten Flugzeugkonfigurationen mit. Einige aktuelle Projekte, die sich derzeit mit diesen Fragestellungen befassen, sollen im Folgenden kurz vorgestellt und grob umrissen werden.

1.1.1. DHL Paketkopter

Hierbei handelt es sich um ein seit 2013 laufendes Projekt des Paketdienstes DHL und der RWTH Aachen, im Rahmen dessen der Transport von Medikamenten zwischen schwer zugänglichen Orten untersucht wird. Hierzu wird ein Multikopter mit einer maximalen Flugzeit von 45 Minuten eingesetzt, der zu jeder Tageszeit und bis zur Windstärke 9 Nutzlasten von 1, 2 kg zwischen dem Hafen Norddeich und der Insel Juist befördert. Die Sicherheit von Personen wird dadurch gewährleistet, dass der Paketkopter in ausgewiesenen separierten Zonen startet und landet [7].

1.1.2. Amazon Prime Air

Dieses Projekt sieht ebenfalls einen Multikopter zum Transport von Waren vor. Allerdings erweitert es die Erforschung des UAS noch um ein Luftraumintegrationskonzept, bei dem der Luftraum in verschiedene höhenabhängige Zonen eingeteilt wird, die ausschließlich von UAV genutzt werden dürfen. Der Ausstattungsgrad des unbemannten Flugsystems definiert dabei die zugehörige Zone. Innerhalb der Zonen sollen Kollisionen durch internetbasierte *Sense and Avoid*-Technologien vermieden werden [7].

1.1.3. Google Project Wing

Im Rahmen dieses Projektes wird eine *Tailsitter*-Konfiguration mit einer Abflugmasse von ungefähr zehn Kilogramm und einer Spannweite von 1,5 m genutzt, um Nutzlasten von 1,5 kg zu transportieren. Erste Tests wurden 2014 in Australien durchgeführt, bei denen die Pakete durch Seile zu ihren Empfängern heruntergelassen wurden. Das Luftraumintegrationskonzept unterscheidet sich insofern vom Konzept des Amazon Prime Air Projektes, als dass die Luftraumzonen gleichermaßen von bemannten und unbemannten Fluggeräten genutzt werden sollen. Durch die Ausrüstung aller Luftverkehrsteilnehmer mit Transpondern soll die Sicherheit gewährleistet werden [7].

1.1.4. NASA UTM

Das NASA UTM (*UAS Traffic Management*) erarbeitet zurzeit ein software-basiertes Luftraumintegrationskonzept. Im Rahmen von vier unterschiedlichen Stadien sollen dabei sukzessive die Reservierung von Luftraumabschnitten durch UAS, der Flug außer Sicht über schwach besiedeltem Gebiet, die Bewegungsverfolgung der UAV über das Internet und schließlich sogar der Betrieb in dicht besiedeltem Gebiet realisiert werden [7].

1.1.5. Kaman K-Max Unmanned Helicopter

Im Unterschied zu den vorhergehenden Projekten ist der *Kaman K-Max Unmanned Helicopter* bereits seit 2008 in der Praxis erprobt. Dabei wird der Hubschrauber K-1200 mit Flettner-Doppelrotor für den Transport schwerer militärischer Güter oder Hilfsgüter abhängig von der Flughöhe von bis zu 2,7 t eingesetzt. Der Betrieb erfolgt dabei ferngesteuert über Wegpunktnavigation, kann allerdings alternativ auch durch einen Piloten geschehen [7].

1.2. Das Projekt ALAADy

Mit Ausnahme des *Kaman K-Max Unmanned Helicopters* handelt es sich bei den vorgestellten Projekten um den Transport von Nutzlasten im Bereich von wenigen Kilogramm und geringen Reichweiten. Im Gegensatz dazu befasst sich das Projekt ALAADy (*Automated Low Altitude Air Delivery*) mit dem automatischen Lufttransport von Nutzlasten mit einem Gewicht von einer Tonne. Es handelt sich dabei um ein DLR-eigenes Projekt mit einer Laufzeit von drei Jahren, das sich hauptsächlich mit der Frage der Umsetzbarkeit und der Wirtschaftlichkeit eines solchen Lufttransportkonzeptes auseinandersetzt und sich damit in erster Linie an industrielle Unternehmen richtet [7].

Im Rahmen des Projektes ALAADy wird ein komplettes Betriebskonzept für den automatischen Lufttransport erarbeitet. Nach einer anfänglichen Marktanalyse wird eine Luftfahrzeugkonfiguration nach dem MRC-Konzept mit besonderem Augenmerk auf Flugleistungsuntersuchungen entworfen und an-

schließlich auf flugdynamische Eigenschaften geprüft. Dabei wird auch die Integration eines alternativen Antriebskonzeptes untersucht. In einem weiteren Schritt werden die Forderungen nach einem kontrollierten Flugabbruch durch die Umsetzung eines passiven Notlandekonzeptes bearbeitet. Des Weiteren beinhaltet das Projekt die Flugbahnplanung durch semantische Karten sowie die Erarbeitung eines Luftraumintegrationskonzeptes. Zum Projektabschluss sind umfassende Simulationen zur Funktionstauglichkeit und zu Störfällen geplant [7].

Damit die allgemeine Konkurrenzfähigkeit des im Projekt erarbeiteten unbemannten Lufttransportsystems gewährleistet ist und darüber hinaus eine mögliche praktische Umsetzung des Projektes nur eine minimale Änderung der Infrastruktur der Nutzer erfordert, existieren die folgenden grundlegenden Anforderungen an das unbemannte Fluggerät:

- Nutzlast von 1000 kg
- Reisegeschwindigkeit von 200 km/h
- Reichweite von 600 km bei voller Beladung
- Reiseflughöhe von unter 500 ft bzw. unter 150 m
- Maximale Start- und Landebahnlänge von 400 m
- Minimale Frachtraumgröße von 3 m × 1,3 m × 1,3 m damit eine Beladung mithilfe von zwei Europoolpaletten realisiert werden kann
- Minimale Größe der Frachtraumtür von 1,3 m × 1,2 m
- Inhärente Sicherheit durch ein passives Notlandekonzept

Dazu kommen noch die weiteren, nicht direkt quantifizierbaren Anforderungen, die den Betrieb des unbemannten Lufttransportsystems vereinfachen und wirtschaftlich rentabler machen sollen [7]:

- Mittlere Lufttüchtigkeit
- Möglichkeit zum Start auf dem Betriebsgelände von Unternehmen
- Einfachheit zur Minimierung der Betriebskosten
- Wetterunempfindlichkeit
- Hohe Effizienz und geringer Treibstoffverbrauch
- Geringe Schadstoff- sowie Lärmemissionen, damit Mindestabstände zu besiedelten Gebieten verringert werden können

Für die Transportaufgabe werden mehrere Flugzeugkonfigurationen berücksichtigt und im Hinblick auf die Anforderungen des Projektes ALAADy gegenübergestellt und verglichen [7].

1.3. Eingliederung der ALAADy-Flugzeugkonfiguration in den Stand der Technik

Heutzutage existiert eine große Anzahl verschiedener unbemannter Flugsysteme. Dabei werden mittlerweile UAV in sehr großen Höhen mit einer Gesamtmasse von mehreren Tonnen und mit einer Missionsdauer von mehr als einem Tag bis hin zu Nano-UAS mit einem sehr geringen Gewicht und Abmessungen von wenigen Zentimetern und sehr kurzen Einsatzzeiten betrieben [2]. Das unbemannte Fluggerät, das im Rahmen des Projektes ALAADy betrieben werden soll, wird infolge der Forderung nach einer großen Nutzlast voraussichtlich eine maximale Abflugmasse im Bereich rund um 2500 kg aufweisen und kann daher der Kategorie der großen UAV zugewiesen werden. Unbemannte Fluggeräte dieser Klasse werden derzeit vorrangig für militärische Zwecke genutzt, wodurch sich die Anforderungen deutlich von denen des ALAADy-Projektes unterscheiden.

Die ALAADy-Flugzeugkonfiguration müsste gemäß der erforderlichen Reichweite und der Abflugmasse den Bereichen der HALE (*High Altitude Long Endurance*)- oder der MALE (*Medium Altitude Long Endurance*)-Konfigurationen zugeordnet werden [2]. Flugzeugtypen dieser Kategorie werden allerdings primär für Luftaufklärungszwecke eingesetzt und weisen meist eine maximale Einsatzdauer von mehr als 24 Stunden auf, was die Flugzeit der ALAADy-Konfiguration um ein Vielfaches übertrifft. Darüber hinaus entspricht die Einsatzhöhe der im Rahmen von ALAADy betrachteten Konfiguration nahe des Meeresniveaus eher denen von Mini-UAV. Letztlich ist die ALAADy-Konfiguration ebenfalls durch einen relativ hohen Nutzlastfaktor sowie durch eine besondere Bedeutung der Wirtschaftlichkeit gekennzeichnet, wodurch sie sich signifikant von unbemannten Fluggeräten, die sich derzeit im Betrieb befinden, unterscheidet.

Durch die Besonderheit der ALAADy-Konfiguration erscheint es sinnvoll, im Rahmen der Entwurfsphase weitere alternative und auch unkonventionelle Konzepte von Fluggeräten in Erwägung zu ziehen.

1.4. Ziele dieser Arbeit und Vorgehen

Im Rahmen dieser Masterarbeit werden die Vorentwurfsphase des ALAADy-Projektes abgedeckt sowie flugdynamische Untersuchungen angestellt. Zunächst werden dafür zahlreiche unterschiedliche Flugsystemtypen betrachtet, ihre flugmechanischen Besonderheiten im Hinblick auf die ALAADy-Anforderungsliste bewertet sowie eine grobe Vorauswahl getroffen.

Die in dieser Vorauswahl zusammengestellten Konfigurationen werden anschließend mithilfe von MATLAB modelliert und verglichen. Hierbei werden die Parameter der Konfigurationen zunächst abgeschätzt, aerodynamische Kennwerte und Gewichtsangaben durch Näherungsformeln berechnet und die Effizienz im Reiseflug bewertet. Anforderungen an die Start- und Landestrecken sowie die Reichweite werden dabei als Randbedingungen vorgegeben und somit intrinsisch erfüllt. Darüber hinaus werden die Konfigurationen ebenfalls mit einem zusätzlichen elektrischen Antrieb ausgestattet

und der Effekt sowie die Zweckmäßigkeit eines solchen Antriebskonzeptes abgewägt. Auf Basis der Ergebnisse werden dann zwei Konfigurationen ausgewählt, die anschließend näher betrachtet werden sollen.

Im nächsten Schritt werden Schwerpunktkoordinaten sowie Trägheitsmomente für die beiden Konfigurationen berechnet und flugmechanische Derivativa analytisch angenähert. Basierend auf Stabilitätskriterien und dem zulässigen Schwerpunktbereich werden dann weitere Änderungen an der Geometrie vorgenommen. Die möglichen Auswirkungen, die sich durch eine solche Geometrieangepassung auf die Flugleistungen ergeben, sollen ebenfalls abgeschätzt werden.

Im Anschluss werden die flugmechanischen Derivativa der gewonnenen Konfigurationen mittels des Programms AVL (*Athena Vortex Lattice*), das auf dem Wirbelleitervorgang basiert, erneut abgeschätzt. Die möglichen Abweichungen von den analytischen Werten werden dabei untersucht und begründet. Mithilfe der mit AVL gewonnenen Derivativa sowie der ermittelten Geometrien und der Massenverteilung werden flugdynamische Stabilitäten untersucht und die Polstellen der Eigenbewegungsformen in der komplexen Zahlenebene dargestellt.

Zum Abschluss wird eine Flugsimulation durchgeführt. Dafür wird zunächst ein Regelungssystem für die Längsbewegung implementiert. Dieses Regelungssystem basiert auf einem Gesamtenergieregler, der eine verkoppelte Höhen- und Geschwindigkeitsregelung realisiert. Für eine Flugzeugkonfiguration werden der Reiseflug und der Startvorgang simuliert. Die analytisch ermittelten Ergebnisse werden anschließend mit den Simulationsergebnissen verglichen und validiert.

2. Vorbetrachtung möglicher Flugzeugkonfigurationen

Damit der Aufwand der Vorentwurfsphase auf ein Minimum reduziert werden kann, soll zunächst im Rahmen von Vorbetrachtungen eine nähere Auswahl von Konfigurationen getroffen werden, die im Anschluss im Detail analysiert werden. Dafür werden in diesem Kapitel verschiedene Typen von Fluggeräten, die für die geforderte Transportaufgabe prinzipiell in Frage kommen, vorgestellt und auf Basis von Bewertungskriterien verglichen. Da sich die Anforderungen des ALAADy-Projektes sowohl von üblichen Einsatzszenarien großer unbemannter Fluggeräte als auch von denen der meisten Passagierflugzeuge unterscheiden, sollen hierbei auch unkonventionelle Konfigurationen berücksichtigt werden. Es handelt sich bei diesen Vorüberlegungen lediglich um theoretische Betrachtungen, daher können keine quantitativen Aussagen zur Erfüllung der ALAADy-Anforderungen gemacht werden. Aus diesem Grund werden die folgenden qualitativen Kriterien zur Bewertung der Fluggeräte genutzt, die mit den Anforderungen des ALAADy-Projektes im Einklang stehen:

- Hohe aerodynamische Güte im Reiseflug
- Geringes Strukturgewicht
- Gute Start- und Landeeigenschaften
- Einsatzmöglichkeiten ohne Erweiterung der Infrastruktur
- Geringe Schadstoff- und Lärmemissionen
- Hohe Stabilität und geringe Böenempfindlichkeit
- Einfache Gestaltung, gute Zugänglichkeit und Wartbarkeit
- Nutzlastunterbringung sowie praktische Zu- und Entladungsmöglichkeiten ohne aufwändige Vorrichtungen
- Möglichkeit der kleinen und kompakten Ausführung, sodass ein Einsatz im Rahmen von Werkverkehr durchführbar ist
- Geringer zusätzlicher Forschungsaufwand

Im Rahmen dieser Masterarbeit soll darüber hinaus die Möglichkeit der Integration von alternativen Antriebskonzepten in Erwägung gezogen werden. Die erste Betrachtung der Fluggeräte wird zunächst ohne Einbeziehung eines verteilten elektrischen Antriebs durchgeführt, damit sichergestellt ist, dass das Lufttransportsystem auch mit konventioneller Motorisierung rentabel ist.

2.1. Konventionelle Drachenkonfiguration

Der erste Flugzeugtyp, der betrachtet wird, ist die klassische konventionelle Drachenkonfiguration. Eine Skizze eines solchen Flugzeuges ist in Abbildung 2.1 dargestellt. Es handelt sich dabei um ein bewährtes Konzept, das in allen Größenordnungen von Verkehrsflugzeugen mit der Kapazität von mehreren hundert Passagieren bis hin zu kleinen Modellflugzeugen seit Jahrzehnten im Flugbetrieb erprobt ist. Die Nutzung eines unbemannten Drachenflugzeuges für die ALAADy-Transportaufgabe würde zahlreiche Vorteile mit sich bringen. Zum einen würde sich dies durch vergleichsweise geringe Kosten der Produktion sowie durch die Einfachheit der Konstruktion bemerkbar machen, zum anderen sind die generellen flugmechanischen Eigenschaften bekannt, sodass die Auslegung einer gut manövrierbaren und stabilen unbemannten Drachenkonfiguration ohne großen Forschungsaufwand leicht möglich ist.

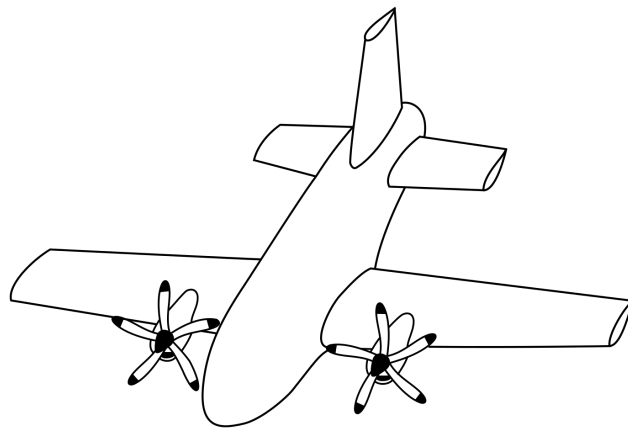


Abbildung 2.1.: Skizze einer konventionellen Drachenkonfiguration

Allerdings stehen dem auch einige Nachteile gegenüber. Die Bauweise eines Drachenflugzeuges bietet zur Abschottung der Triebwerke lediglich die Möglichkeit der Installation auf dem Flügel. Diese Anordnung ist allerdings aufgrund der zusätzlichen umspülten Oberfläche und der gestörten Aerodynamik auf der Flügeloberseite eher unüblich. Die Lärmemissionen eines konventionellen Drachenflugzeuges sind daher vergleichsweise hoch. Die aerodynamische Güte des konventionellen Drachenflugzeuges ist in hohem Maße von der Flügelstreckung abhängig und steigt mit der Flügelspannweite. Gemäß der ALAADy-Anforderungen sollen die Abmessungen des Fluggerätes allerdings möglichst gering sein, wodurch die erreichbare Reiseeffizienz bei dieser Konfiguration begrenzt ist.

Die konventionelle Drachenkonfiguration wird im Folgenden in die nähere Auswahl aufgenommen. Insbesondere durch den langjährigen Einsatz und die Erfahrung, die man dadurch heutzutage mit dem Betrieb dieses Flugzeugtyps hat, wird das konventionelle Drachenflugzeug interessant.

2.2. Entenflugzeug

Ein Nachteil von Drachenkonfigurationen resultiert aus der Forderung nach Längsstabilität. Das am Heck installierte Höhenleitwerk muss in der Regel Abtrieb erzeugen um das kopflastige Nickmoment infolge des Flügels auszugleichen. Diese Gesamtauftriebsverringerung muss durch erhöhten Auftrieb am Hauptflügel kompensiert werden, was zu einer Vergrößerung des induzierten Widerstandes am Hauptflügel führt. Eine Alternative hierzu stellt die Entenkonfiguration dar. Diese ist gekennzeichnet durch die Anordnung des Höhenleitwerks vor dem Hauptflügel, wie in Abbildung 2.2 dargestellt. In dieser Konfiguration erzeugt das Höhenleitwerk, in dieser Anordnung als Canard bezeichnet, ebenfalls Auftrieb und trägt damit zur Gesamtauftriebsbilanz bei. Der Auftrieb, der vom Hauptflügel erzeugt wird, und damit auch der dort induzierte Widerstand können dadurch theoretisch verringert werden. Bei einer Auslegung auf das gleiche Längsstabilitätsmaß weisen Entenflugzeuge allerdings meist eine schlechtere aerodynamische Güte auf als Drachenflugzeuge [23].

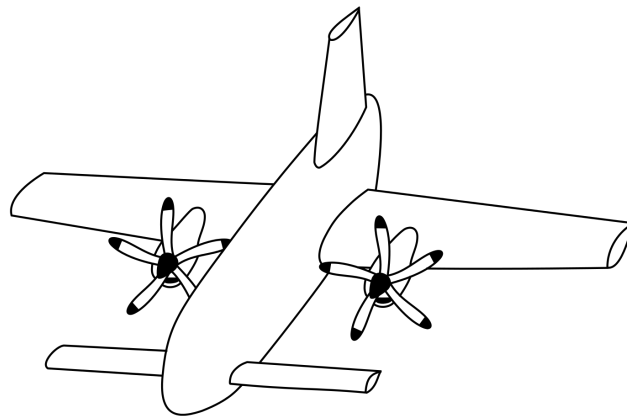


Abbildung 2.2.: Skizze eines Entenflugzeuges

Nachteile des Entenflugzeuges resultieren andererseits aus der Tatsache, dass der Hauptflügel im Abwindfeld des Canards operiert. Dabei kann die Auftriebsverteilung des Flügels weg von einer elliptischen und hin zu einer konstanten Verteilung verändert werden, wodurch die Effizienz des Flügels verringert wird [34]. Darüber hinaus kann das Maximalauftriebspotenzial von Entenkonfigurationen nicht ausgenutzt werden. Die Forderung nach statischer Stabilität bei hohen Anstellwinkeln bedingt, dass die Strömung am Canard zuerst abreißt. Dies resultiert in einem abnickenden Moment, wodurch der Maximalauftrieb des Hauptflügels nicht erreicht wird. Es ist daher zu erwarten, dass das Entenflugzeug vergleichsweise schlechte Start- und Landeleistungen aufweist.

Das Entenflugzeug wird allerdings trotz dieser Nachteile im Rahmen der weiteren Analysen berücksichtigt. Da eine Auslegung des UAV auf ein geringeres Stabilitätsmaß denkbar ist, sollen zunächst die potenziellen Widerstandseinsparungen des Entenflugzeuges auf Basis reiner Flugleistungsbetrachtungen untersucht werden.

2.3. Dreiflächenflugzeug

Das Dreiflächenflugzeug ist eine Flugzeugkonfiguration, die sowohl mit einem am Heck installierten Höhenleitwerk als auch mit einem Canard ausgestattet ist. Abbildung 2.3 zeigt eine solche Konfiguration.

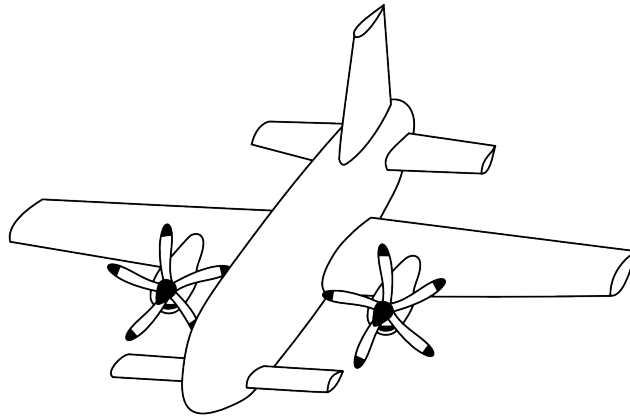


Abbildung 2.3.: Skizze eines Dreiflächenflugzeuges

Das Dreiflächenflugzeug wurde entworfen, um sowohl die Nachteile der Drachenkonfiguration als auch der Entenkonfiguration zu überwinden. Die statische Längsstabilität wird erreicht, indem die Kräfte zur Trimmung auf beide Flächen aufgeteilt wird. Bei der Auslegung des Dreiflächenflugzeuges wird die Kombination aus Hauptflügel und Canard als ein Ersatzflügel betrachtet. Durch die Variation der Geometrieparameter von Canard und Flügel können das Nickmoment, der Widerstand und das Überziehverhalten des Ersatzflügels optimiert werden [38]. Auf diese Art kann der Widerstand im Reiseflug ähnlich wie bei der Entenkonfiguration reduziert und gleichzeitig ein ähnlicher Maximalauftrieb wie bei der Drachenkonfiguration erreicht werden.

Trotz dieser Vorteile wird das Dreiflächenflugzeug von der weiteren Studie ausgeschlossen. Aufgrund der vielen Steuerflächen ist die Zugänglichkeit des Dreiflächenflugzeuges zu stark eingeschränkt, wodurch der Zu- und Entladungsprozess erschwert wird.

2.4. Doppelleitwerksträger

Unter einer Doppelleitwerksträgerkonfiguration versteht man ein Fluggerät, bei dem das Leitwerk auf Leitwerksarmen installiert ist, welche in der Regel an der Flügelhinterkante montiert sind. Abbildung 2.4 zeigt eine Prinzipskizze eines Doppelleitwerksträgers. Die Vorteile einer solchen Konfiguration sind leicht ersichtlich. Dadurch, dass der Leitwerkshebelarm durch die Länge der Leitwerksarme angepasst werden kann, ist die Rumpflänge hauptsächlich durch die Forderung nach Stauraum bedingt und damit üblicherweise geringer als bei anderen Flugzeugtypen. Auf diese Art kann die

umspülte Fläche des Rumpfes verringert und damit parasitärer Widerstand reduziert werden. Insbesondere für UAV, bei denen der Rumpf weniger Instrumente und keine Sitzplätze aufnehmen muss, ist diese Konfiguration attraktiv.

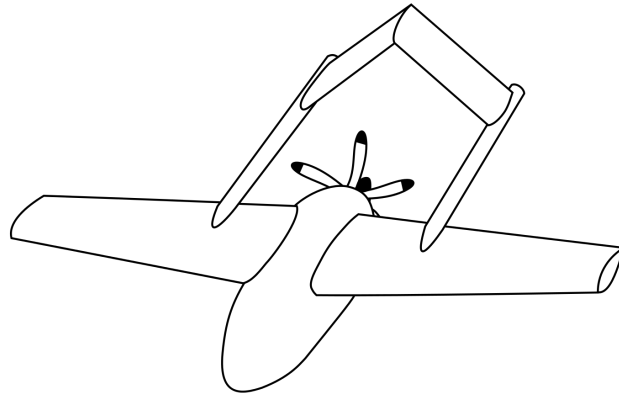


Abbildung 2.4.: Skizze eines Doppelleitwerksträgers

Des Weiteren erlaubt die Bauweise mit Leitwerksarmen eine konstruktiv einfache Umsetzung eines umgekehrten V-Leitwerkes. Hierbei kann der Interferenzwiderstand am Leitwerk reduziert werden [19], was weitere Verbesserungen der aerodynamischen Güte ermöglicht. Die bekannten Steuerungsschwierigkeiten von V-Leitwerken, die sich aus den kombinierten Höhen- und Seitenkräften infolge eines Ruderausschlags ergeben, sowie die Kopplung der Längs- und Seitenbewegung müssen dabei durch das Regelungssystem erfasst und berücksichtigt werden. Ein weiterer Vorteil ergibt sich durch die Propelleranordnung. Der Propeller kann in Druckkonfiguration am Rumpffende angebracht werden und liegt durch die geringe Rumpflänge dennoch nah am Schwerpunkt. Die Zugänglichkeit des UAV kann dadurch verbessert und Flügel-Triebwerks-Interferenzen können vermieden werden. Überdies ist der Bereich des Propellers am Boden durch die Flugzeugstruktur vom Bodenpersonal abgeschottet, was sicherheitsrelevante Vorteile mit sich bringt.

Auf der anderen Seite, ist eine Ausführung des Propellers in Druckkonfiguration prinzipiell mit einer größeren Lärmemission verbunden [52].

Der Doppelleitwerksträger wird aufgrund der möglichen Einsparungen durch den kurzen Rumpf, die sehr gute Zugänglichkeit sowie die einfache konzeptionelle Ausführung in die weiteren Untersuchungen aufgenommen.

2.5. Doppelrumpfflugzeug

Eine typische Doppelrumpfkongfiguration ist in Abbildung 2.5 dargestellt. Es handelt sich hierbei um einen Flugzeugtyp, der zwei identische Rumpfe besitzt, die über eine innere Tragwerksfläche verbunden sind. Aufgrund der doppelten Ausführung einzelner Komponenten sind Doppelrumpfflugzeuge allerdings eher dann von Vorteil, wenn die Kapazität von konventionellen Flugzeugkonfigurationen unter geringem Aufwand gesteigert werden soll.

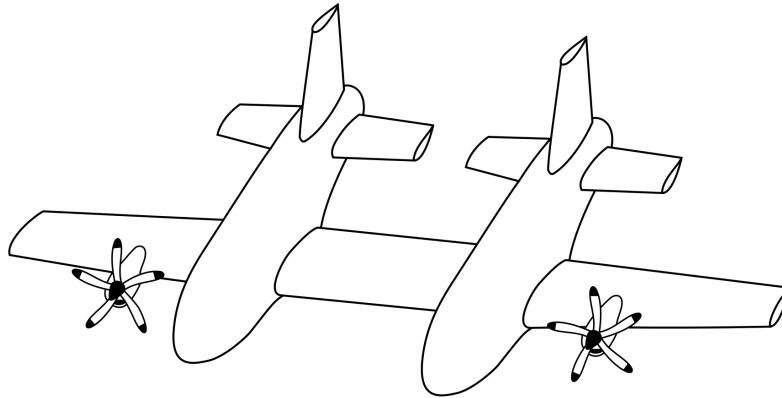


Abbildung 2.5.: Skizze eines Doppelrumpfflugzeuges

Zu den Vorteilen von Doppelrumpfkongfigurationen kann ein verhältnismäßig geringes Flügelgewicht gezählt werden. Der Gesamtauftrieb teilt sich hierbei auf drei Tragwerksteile auf, wodurch jede Flügelwurzel ein geringeres Biegemoment aufnehmen muss als im konventionellen Fall [20].

Dem stehen allerdings zahlreiche Nachteile gegenüber. Zum einen weist ein Doppelrumpfflugzeug im Vergleich zu einem Fluggerät mit einem einzigen Rumpf bei gleichem Rumpfvolumen eine erheblich größere umspülte Oberfläche auf. Zum anderen ist es auch leicht ersichtlich, dass hinsichtlich der Stabilität beide Rumpfe des Doppelrumpfflugzeuges ähnlich beladen werden müssen, damit eine symmetrische Massenverteilung erreicht wird.

Im Falle des ALAADy-Projektes sind die minimale Breite und Höhe des Rumpfes vorgegeben. Ein Doppelrumpfflugzeug, das für die Transportaufgabe vorgesehen ist, müsste demnach zwei identische Rumpfe aufweisen, die beide dem einer konventionellen Konfiguration entsprechen, wodurch die umspülte Oberfläche drastisch vergrößert wäre. Aufgrund der resultierenden Widerstandserhöhung und der umständlichen Beladungsbedingungen des Doppelrumpfflugzeuges wird diese Konfiguration von den folgenden Untersuchungen ausgeschlossen.

2.6. Nurflügler

Ein zylinderförmiger Rumpf trägt bei moderaten Anstellwinkeln kaum zur Auftriebserzeugung bei und resultiert infolge des verursachten parasitären Widerstandes hauptsächlich in einer Verringerung der Gleitzahl. Vor diesem Hintergrund wurde die Nurflüglerkonfiguration entwickelt. Die Grundidee ist dabei eine Vergrößerung der aerodynamischen Güte durch eine Ausführung des gesamten Fluggerätes in der Form, dass alle Komponenten zur Auftriebsbilanz beitragen. Dazu ist der Rumpf abgeflacht und besitzt eine profilähnliche Form. Typischerweise besitzen Nurflüglerkonfigurationen kein Höhenleitwerk, wie auch Abbildung 2.6 entnommen werden kann. Die Längsstabilität von Nurflüglern kann beispielsweise durch einen S-Schlag im Rumpf- und Flügelprofil, eine Flügelpfeilung, bei der die Flügelspitzen hinter dem Schwerpunkt liegen und Abtrieb erzeugen, oder durch Klappenaußenschläge erreicht werden. Es ist allerdings ersichtlich, dass dies wiederum mit einem teilweisen Verlust der Effizienzsteigerung einhergeht.

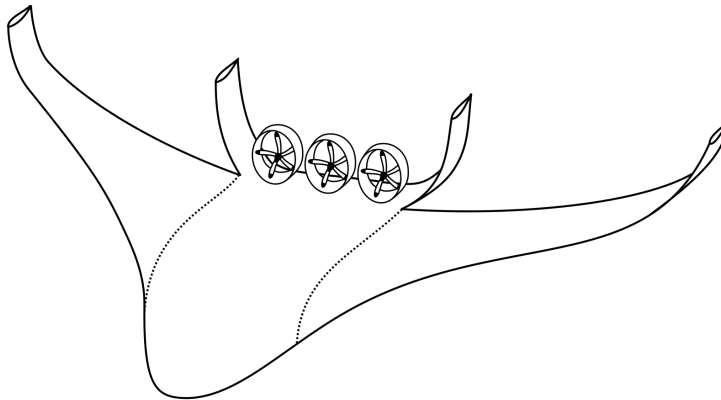


Abbildung 2.6.: Skizze einer Nurflüglerkonfiguration

Neben der verbesserten aerodynamischen Güte ist der Nurflügler auch im Hinblick auf Lärmemissionen vielversprechend. Der flache und vergleichsweise breite Rumpf bietet die Möglichkeit, die Triebwerke nach unten abzuschotten und somit die Lärmbelästigung am Boden zu verringern. Darüber hinaus erlaubt die Bauweise als Nurflügler Erleichterungen des Flügelstrukturgewichtes, da der Auftrieb über Flügel und Rumpf verteilt ist und damit das Wurzelbiegemoment verringert wird [50]. Ein bekanntes Problem von Nurflüglerkonfigurationen stellt die Bedruckung der Kabine aufgrund der rotationsunsymmetrischen Rumpfform dar [28]. Da es sich allerdings beim ALAADy-Fluggerät um ein UAV handelt, das dazu noch in einer geringen Flughöhe operiert, kann auf eine Bedruckung des Rumpfes verzichtet werden.

Ein entscheidender Nachteil ergibt sich beim Nurflügler allerdings bezüglich Start- und Landestrecken. Da die Nurflüglerkonfiguration typischerweise ohne Höhenleitwerk ausgeführt wird, können Zusatznickmomente infolge von Klappenaußenschlägen nur schwer ausgeglichen werden [27]. Aus diesem Grund ist der Einsatz von Hochauftriebshilfen nur sehr stark eingeschränkt möglich. Daraus resultieren verhältnismäßig hohe Start- und Landestrecken.

Aufgrund der Defizite bezüglich der Start- und Landestrecken wird die Nurflüglerkonfiguration trotz der Vorteile im Reiseflug von den weiteren Untersuchungen ausgeschlossen.

2.7. Doppeldecker

Doppeldeckerkonfigurationen werden zur Gruppe der Fluggeräte, die mit nicht planaren Tragflächen ausgestattet sind, gezählt. Hierbei wird die Tragfläche in zwei kleinere Flügel mit ähnlicher Gesamtfläche aufgeteilt, die meist übereinander angeordnet sind. Abbildung 2.7 zeigt die Skizze eines Doppeldeckers, wie sie für die ALAADy-Transportaufgabe genutzt werden könnte. Hierbei ist zu beachten, dass die Propeller nicht wie üblicherweise bei Doppeldeckern in der Zugkonfiguration am vorderen Rumpfe, sondern an den Flügeln angebracht sind. Dies ermöglicht eine bessere Be- und Entladung.

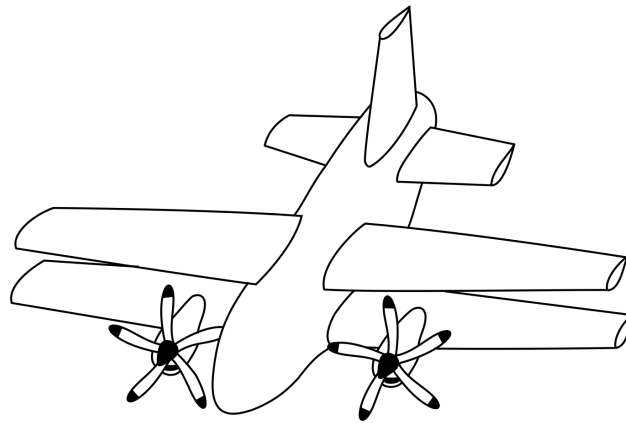


Abbildung 2.7.: Skizze eines Doppeldeckers

Vorteile von Doppeldeckern ergeben sich insbesondere bezüglich des induzierten Widerstandes gegenüber Eindeckern gleicher Spannweite. Da beide Tragflächen jeweils die doppelte Streckung als der Flügel des Eindeckers aufweisen und nur den halben Auftrieb generieren müssen, kann der induzierte Widerstand theoretisch halbiert werden. Allerdings entstehen Interferenzen zwischen beiden Flügeln, die zu einem Flügelleffizienzverlust und damit zusätzlichen Widerstandsanteilen führen. Dieser gegenseitig induzierte Widerstand hängt maßgeblich vom Verhältnis zwischen dem vertikalen Abstand der Flügel und der Spannweite ab [32]. Dies bedeutet, dass eine Verringerung der Spannweite des Doppeldeckers bei gegebenem vertikalen Abstand zwischen den Flügeln einerseits die Flügelstreckung verkleinert, andererseits allerdings auch die Flügelleffizienzfaktoren der beiden Einzelflügel steigert. Somit haben Doppeldecker das Potenzial, auch bei kompakter Ausführung eine vergleichsweise hohe aerodynamische Güte zu verzeichnen.

Auf der anderen Seite bedingt die geringere Flügeltiefe der Einzelflügel ein größeres Gesamtflügelstrukturgewicht als ein vergleichbarer einzelner Flügel, wenn keine Verstrebungen zwischen den Flügeln installiert werden. Darüber hinaus führt die Flügeltiefe ebenfalls zu einer lokal geringeren *Reynoldszahl*, wodurch der Reibungswiderstand ansteigt.

Der Doppeldecker wird im Rahmen der folgenden Analysen weiterhin betrachtet. Insbesondere im Hinblick auf die Anforderungen des ALAADy-Projektes machen die möglichen Widerstandsverringerungen und die Möglichkeit der kompakten Ausführung die Doppeldeckerkonfiguration attraktiv.

2.8. Boxwing

Das Boxwing-Flugzeug erweitert das Doppeldeckerkonzept um vertikale Flügelanteile, die die beiden Einzelflügel verbinden und damit ein geschlossenes System bilden. Auf diese Weise ist eine weitere Verringerung des induzierten Widerstandes möglich [24]. Eine typische Boxwing-Konfiguration ist in Abbildung 2.8 skizziert.

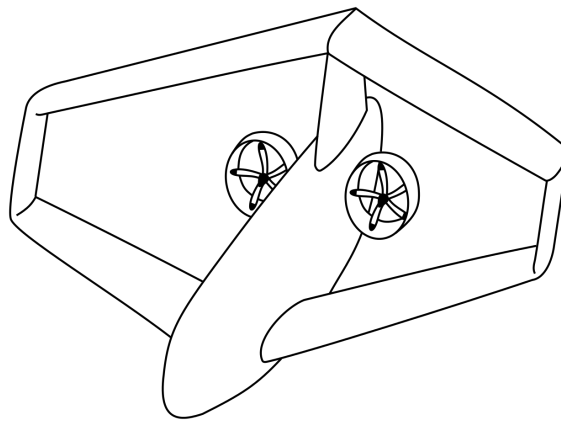


Abbildung 2.8.: Skizze eines Boxwings

Prinzipiell verfügt der Boxwing über ähnliche Vor- und Nachteile wie der Doppeldecker. Es ist allerdings strukturell möglich, den vorderen Flügel mit positiver und den hinteren mit negativer Pfeilung zu versehen, sodass der Neutralpunkt des vorderen Flügels vor dem Flugzeugschwerpunkt liegt. Auf diese Art kann der vordere Flügel zur Trimmung genutzt werden [40], wodurch auf das Höhenleitwerk verzichtet werden kann. Ähnlich wie beim Entenflugzeug (vgl. Abschnitt 2.2) kann dadurch allerdings das Maximalauftriebspotenzial nicht komplett ausgeschöpft werden [26]. Eine solche Flügelanordnung ermöglicht ebenfalls eine Befestigung des hinteren Flügels auf dem Seitenleitwerk, wodurch der mittlere vertikale Abstand zwischen den Flügeln und damit die Flügeffizienz vergrößert werden können. Boxwing-Flugzeuge sind derzeit in der Praxis eher unüblich, was unter anderem an bekannten Flatterinstabilitäten liegt, die bereits in einem Geschwindigkeitsbereich von 100 m/s bis 200 m/s auftreten können [26]. Diese liegen allerdings jenseits der durch ALAADy formulierten Anforderungen und können daher außer Acht gelassen werden.

Nachteile ergeben sich beim Boxwing neben dem erhöhten parasitären Widerstand wie im Falle des Doppeldeckers zusätzlich durch die vertikalen Flügelstücke. Diese verursachen vor allem parasitären Widerstand und Zusatzgewicht, sodass angenommen werden kann, dass der Boxwing eine hohe Strukturmasse des Flügelsystems aufweist.

Trotz der zu erwartenden hohen maximalen Abflugmasse wird die Boxwing-Konfiguration vor allem durch die guten aerodynamischen Eigenschaften ebenfalls in die nähere Auswahl aufgenommen.

2.9. Ringflügler

Der Ringflügler ist eine Flugzeugkonfiguration, die ebenfalls über ein geschlossenes Flügelsystem Auftrieb generiert. Wie in Abbildung 2.9 dargestellt, hat der Flügel dabei eine Form, die einem Ring gleicht.

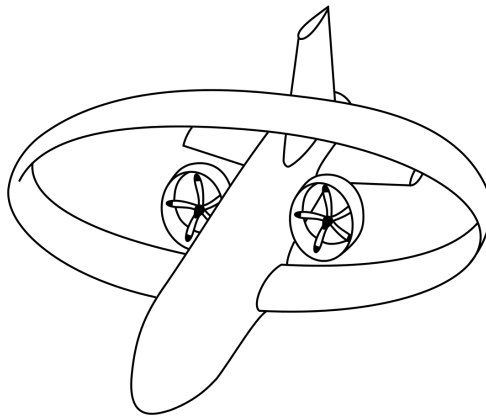


Abbildung 2.9.: Skizze eines Ringflüglers

Bis auf wenige Testflüge von Experimentalflugzeugen sowie die Nutzung als Modellflugzeug spielen Ringflügler derzeit in der Praxis keine Rolle. Aus diesem Grund sind die flugmechanischen Eigenschaften von Ringflüglern weitestgehend unbekannt. Ein möglicher Vorteil von Ringflüglern besteht darin, dass der induzierte Widerstand vom Durchmesser des Flügelsystems abhängt [12]. Dies kann eine weitere Verringerung der Breite des ALAADy-Fluggerätes ermöglichen.

Der Ringflügler wird allerdings von weiteren Untersuchungen ausgeschlossen, da ein großer Forschungsaufwand nötig wäre, um eine stabile und effiziente Konfiguration zu entwerfen. Obendrein ist zu erwarten, dass die Fertigungs- und Wartungskosten eines Ringflüglers, insbesondere durch den gewölbten Ringflügel, hoch sind.

2.10. Kipprotor-Wandelflugzeug

Ein Kipprotor-Wandelflugzeug, wie in Abbildung 2.10 illustriert, ist eine Starrflüglerkonfiguration, die mit schwenkbaren Rotoren ausgestattet ist. Die Rotoren sind während des Starts und der Landung entlang der Flugzeughochachse ausgerichtet und generieren den Auftrieb. Dadurch werden der

Schwebeflug sowie Senkrechtstarts und -landungen ermöglicht. Im Reiseflug werden die Triebwerke in Richtung der Längsachse geschwenkt und erzeugen Vortrieb. Der Auftrieb wird dann von den Tragflächen produziert.

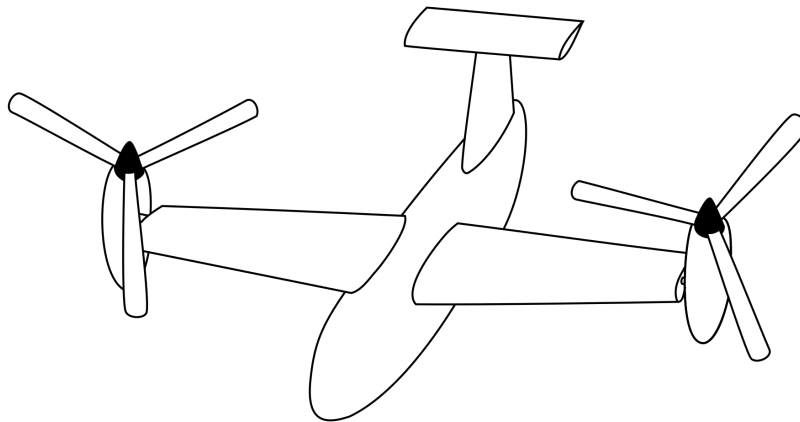


Abbildung 2.10.: Skizze eines Kipprotor-Wandelflugzeuges

Der Hauptvorteil, den eine Ausführung des ALAADy-Fluggerätes als Kipprotor-Wandelflugzeug mit sich bringt, liegt folglich in der Kombination aus Senkrechtstart- sowie Landefähigkeiten und der verbesserten aerodynamischen Güte im Reiseflug verglichen mit Rotorflugzeugen.

Allerdings bringt die Nutzung der Rotoren für den Geradeaus- und den Senkrechtflug einige Nachteile mit sich. Zunächst erfordert das Schwenksystem eine hohe mechanische Komplexität, wodurch einerseits die Wartungskosten hoch sind. Andererseits resultiert die Anbringung der schweren Triebwerke an der Flügelspitze in einem hohen Wurzelbiegemoment und begünstigt Flutterphänomene. Dadurch wird eine vergleichsweise hohe Flügelstrukturmasse nötig [1].

Die hohe Komplexität des Kipprotor-Wandelflugzeuges steht nicht im Einklang mit den ALAADy-Anforderungen. Aus diesem Grund wird diese Konfiguration nicht weiter in Betracht gezogen.

2.11. Rotorflugzeuge

Im Rahmen des Projektes ALAADy wurden ebenfalls Rotorflugzeuge, insbesondere Helikopter- und Tragschrauberkonfigurationen, untersucht. Durch ihre Fähigkeit, senkrecht zu starten und zu landen sind sie für die Transportaufgabe von großem Interesse. Die Konzeptuntersuchungen zu unbemannten Rotorflugzeugen sind allerdings nicht Teil dieser Masterarbeit. Informationen zu Flugleistungsbetrachtungen, die im Kontext des ALAADy-Projektes durchgeführt worden sind, können in [15] gefunden werden.

2.12. Luftschiff

Luftschiffe, wie in Abbildung 2.11 dargestellt, kompensieren ihr Gewicht durch aerostatischen Auftrieb, der durch ein Traggas erzeugt wird. Der Vortrieb wird durch Propellertriebwerke erreicht. Prinzipiell weisen Luftschiffe einige Eigenschaften auf, die im Sinne der Transportaufgabe von Vorteil sind. Neben der guten Zugänglichkeit des Frachtraums und der geringen Böenempfindlichkeit sind die Lärmemissionen gering.

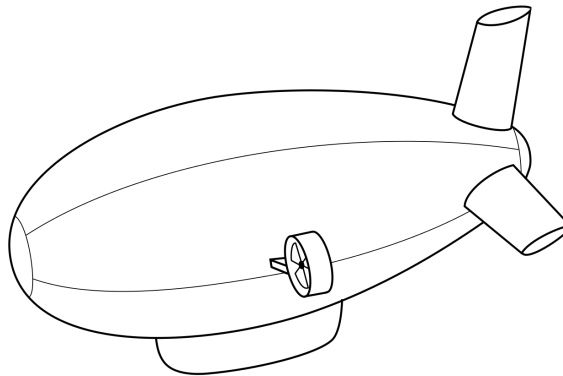


Abbildung 2.11.: Skizze eines Luftschiffs

Auf der anderen Seite weisen Luftschiffe eine sehr große umspülte Oberfläche auf, wodurch der Widerstand vergleichsweise hoch ist. Durch den statischen Auftrieb können Luftschiffe ebenfalls senkrecht starten und landen. Allerdings wird zur Beladung eine Vorrichtung nötig, damit das Luftschiff arretiert werden kann. Der Betrieb des Luftschiffes auf dem Firmengelände von Unternehmen erfordert daher eine Erweiterung der Infrastruktur. Alternativ wäre für das ALAADy-Fluggerät eine hybride Variante denkbar, bei der Teile jeweils durch statischen und dynamischen Auftrieb erzeugt werden.

Letztlich wird das Luftschiff allerdings ausgeschlossen, weil die ALAADy-Anforderung an die Reisefluggeschwindigkeit von Luftschiffen oder auch Hybridluftschiffen bei gleichzeitiger Wirtschaftlichkeit nicht eingehalten werden kann.

3. Theoretische Grundlagen

In diesem Kapitel werden im Vorfeld die theoretischen Grundlagen erklärt, die dieser Arbeit zugrunde liegen bzw. das Verständnis erleichtern sollen. Dafür werden zunächst die flugmechanischen Grundgleichungen vorgestellt, da sie die Basis der Flugleistungs- und Flugeigenschaftsbetrachtungen bilden. Ferner wird auf die Besonderheiten der nicht planaren Flügelsysteme eingegangen. Dabei werden insbesondere die aerodynamischen Vorteile, die solche Systeme liefern, erläutert.

3.1. Flugmechanische Grundgleichungen

Zur Herleitung der allgemeinen flugmechanischen Grundgleichungen werden zunächst einige vereinfachende Annahmen getroffen. Diese umfassen die folgenden Punkte [3]:

- Die Erdrotation wird vernachlässigt und die Erdbeschleunigung als konstant angenommen.
- Das Flugzeug ist starr und symmetrisch.
- Die Massenänderung des Flugzeugs durch den Kraftstoffverbrauch wird nicht berücksichtigt, wodurch ebenfalls die Trägheitsmomente konstant bleiben.
- Die durch die Triebwerksrotation hervorgerufenen Momente sind vernachlässigbar.
- Es wird vereinfachend davon ausgegangen, dass die aerodynamischen Effekte quasistationär verlaufen und damit die erzeugten Kräfte als Resultierende aufgefasst werden können, die am Schwerpunkt wirken.
- Die Effekte, die sich durch eine Interaktion zwischen dem Triebwerksstrahl und der Aerodynamik ergeben, werden vernachlässigt.

Zur Formulierung der flugmechanischen Grundgleichungen wird zunächst der Impulssatz betrachtet. Eine Änderung des Impulses des Flugzeugs mit der Bahngeschwindigkeit $d\vec{V}_K$ ergibt sich durch die Summe der angreifenden Kräfte [3]:

$$m \frac{d\vec{V}_K}{dt} = \sum \vec{K} = \vec{K}^A + \vec{K}^F + \vec{K}^G, \quad (3.1)$$

Hierbei stellen \vec{K}^A die aerodynamischen Kräfte, \vec{K}^F die Kräfte infolge des Triebwerksschubs und \vec{K}^G die Gewichtskraft dar. Zudem wird eine Änderung des Drehimpulses durch die Summe der wirkenden Momente, nämlich die aerodynamischen Momente \vec{M}^A und die infolge der Schubgenerierung \vec{M}^F , hervorgerufen [3]:

$$I \frac{d\vec{\Omega}_K}{dt} = \sum \vec{M} = \vec{M}^A + \vec{M}^F \quad (3.2)$$

Hierbei stellt $\vec{\Omega}_K$ den Vektor der Drehung des Flugzeugs um den Schwerpunkt dar. In der Luftfahrt sind eine Reihe von unterschiedlichen Koordinatensystemen definiert, mithilfe derer sich die wirkenden Kräfte und Momente entsprechend einfach darstellen lassen. Genaue Definitionen und Erklärungen sind in der DIN 9300 [31] zu finden. Die flugmechanischen Grundgleichungen sollen an dieser Stelle im flugzeugfesten Koordinatensystem (Index f) angegeben werden. Da es sich dabei um ein mitgeführtes, bewegtes Koordinatensystem handelt, muss für die Ableitung der Bahngeschwindigkeit der sogenannte Euler-Term berücksichtigt werden, wodurch sich

$$m \frac{d\vec{V}_K}{dt} = m \left[\left(\frac{d\vec{V}_K}{dt} \right)_f + (\vec{\Omega}_K)_f \times (\vec{V}_K)_f \right] \quad (3.3)$$

ergibt [3]. Der Term $(\vec{\Omega}_K)_f$ entspricht dabei der Drehung des flugzeugfesten Koordinatensystems relativ zum inertialen geodätischen System [3]. Analog ergibt sich für die Ableitung der Drehung [3]:

$$\underline{I} \frac{d\vec{\Omega}_K}{dt} = \underline{I} \left(\frac{d\vec{\Omega}_K}{dt} \right)_f + (\vec{\Omega}_K)_f \times (\underline{I}(\vec{\Omega}_K)_f) \quad (3.4)$$

Die Darstellung der aerodynamischen Kräfte und Momente ist mithilfe des aerodynamischen Koordinatensystems (Index a) am einfachsten. Die Beschreibung der schubabhängigen Terme bietet sich im flugzeugfesten Koordinatensystem an, wobei berücksichtigt werden muss, dass die Triebwerke mit einem Einstellwinkel $\epsilon_{T_{wk}}$ installiert sein können. Die Gewichtskraft wird im geodätischen Koordinatensystem formuliert (Index g). Damit alle Kräfte und Momente letztlich im gleichen Koordinatensystem vorliegen, müssen die entsprechenden Terme anschließend durch die Transformationsmatrizen \underline{M}_{fa} und \underline{M}_{fg} in das flugzeugfeste System umgerechnet werden. Diese können beispielsweise in [3] gefunden werden. Unter Berücksichtigung der Euler-Terme und durch Auswertung der Kräfte und Momente ergeben sich schließlich die Grundgleichungen der Flugmechanik für die Translation zu [3]:

$$m \left(\frac{d\vec{V}_K}{dt} \right)_f = \underline{M}_{fa} \begin{bmatrix} -W \\ Q \\ -A \end{bmatrix}_a + \begin{bmatrix} \cos(\epsilon_{T_{wk}}) \\ 0 \\ -\sin(\epsilon_{T_{wk}}) \end{bmatrix}_f F + \underline{M}_{fg} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix}_g - m \left((\vec{\Omega}_K)_f \times (\vec{V}_K)_f \right) \quad (3.5)$$

Die Gleichung für die rotatorischen Freiheitsgrade ergibt dabei [3]:

$$\underline{I} \left(\frac{d\vec{\Omega}_K}{dt} \right)_f = \underline{M}_{fa} \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix}_a + \begin{bmatrix} x_{T_{wk}} \\ y_{T_{wk}} \\ z_{T_{wk}} \end{bmatrix}_f \times \begin{bmatrix} \cos(\epsilon_{T_{wk}}) \\ 0 \\ -\sin(\epsilon_{T_{wk}}) \end{bmatrix}_f F - (\vec{\Omega}_K)_f \times (\underline{I}(\vec{\Omega}_K)_f) \quad (3.6)$$

Hierbei stellt F den gesamten Schub dar, der sich aus der Summe aller Triebwerksanteile ergibt. Der Vektor $[x_{T_{wk}}, y_{T_{wk}}, z_{T_{wk}}]^T$ entspricht dem resultierenden Angriffspunkt aller Triebwerke.

3.2. Grundlagen nicht planarer Flügelkonfigurationen

Unter nicht planaren Flügelkonfigurationen versteht man Flügel, die eine Dreidimensionalität aufweisen und die, anders als planare Flügel, nicht in einer Ebene liegen. Dazu zählen Flügel, die eine V-Stellung aufweisen sowie Flügel, die mit Winglets ausgestattet sind, aber auch komplexe geschlossene

Flügelssysteme wie der Boxwing oder der Ringflügel. Wichtige Vertreter der nicht planaren Flügelkonfigurationen sind auch Mehrflügelssysteme, zu denen auch die Doppeldeckerkonfiguration zählt. Abbildung 3.1 zeigt die Frontansichten und Auftriebsverteilungen eines einzelnen Flügels sowie eines Doppelflügels. Nicht planare Flügelssysteme bieten prinzipiell die Vorteile eines im Vergleich zu planaren Flügeln verringerten induzierten Widerstandes. Dies soll im Folgenden anhand des Doppeldeckers demonstriert werden.

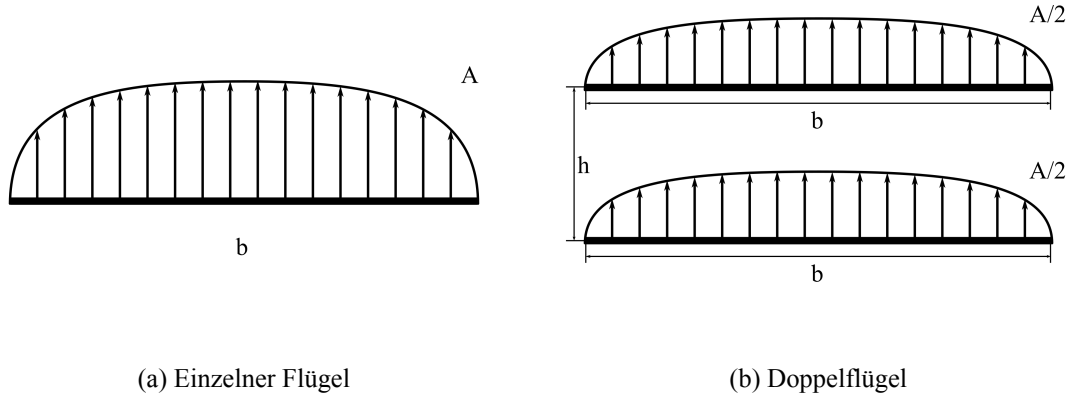


Abbildung 3.1.: Auftriebsverteilungen für einen einzelnen und einen Doppelflügel

Bereits in den 1920er Jahren hat Prandtl [32], auch mithilfe von Ergebnissen von Munk [29], gezeigt, dass der gesamte induzierte Widerstand, der von zwei Flügeln (Index 1 und 2) erzeugt wird, mithilfe der Relation

$$W_{i,bi} = \frac{2}{\pi \rho V^2} \left(\frac{A_1^2}{b_1^2} + 2\sigma \cdot \frac{A_1 \cdot A_2}{b_1 \cdot b_2} + \frac{A_2^2}{b_2^2} \right) \quad (3.7)$$

berechnet werden kann. Damit der gleiche Auftrieb wie bei einem einzelnen Referenzflügel (s. Abbildung 3.1a) erzeugt wird, muss die Summe der Einzelauftriebe an beiden Flügeln dem Auftrieb des Einzelflügels entsprechen (s. Abbildung 3.1b). Unter der Annahme, dass beide Flügel des Doppelflügels den gleichen Auftrieb erzeugen sowie die Spannweite identisch ist

$$A_1 = A_2 = 1/2 \cdot A \quad \text{und} \quad b_1 = b_2 = b, \quad (3.8)$$

ergibt sich für den gesamten induzierten Widerstand des Doppelflügels

$$W_{i,bi} = \frac{A^2}{\frac{1}{2} \rho V^2 \cdot \pi b^2} \frac{1 + \sigma}{2}. \quad (3.9)$$

Hierbei zeigt sich, dass der induzierte Widerstand des Doppelflügels im Vergleich zu einem Einzelflügel um den Faktor $(1 + \sigma)/2$ verringert ist. Dabei stellt σ einen Interferenzfaktor dar, der den gegenseitig induzierten Widerstand charakterisiert. Er hängt ausschließlich vom Verhältnis des vertikalen Abstandes zwischen beiden Flügeln und der Spannweite h/b ab. Dabei nimmt er Werte von $\sigma = 1$ an für $h/b \rightarrow 0$, was dann dem üblichen Widerstand eines Einzelflügels entspricht. Für $h/b \rightarrow \infty$ erreicht der Faktor den Wert $\sigma = 0$ [32]. Diese Betrachtung zeigt also, dass im Falle eines Doppelflügels der induzierte Widerstand theoretisch um bis zu 50% reduziert werden kann. Diese Eigenschaft von nicht planaren Flügeln wird üblicherweise in der Flügeffizienz berücksichtigt, sodass sich für nicht planare Flügelssysteme mitunter Flügeffizienzfaktoren von $e > 1$ ergeben können.

In der Praxis sind die Abmessungen der nicht planaren Flügeldimension allerdings konzeptionell und strukturell begrenzt, weswegen die maximale Reduktion des induzierten Widerstands in der Form nicht erreichbar ist. Aus diesem Grund spielen die Flügelleffizienzfaktoren der nicht planaren Flügelkonfigurationen eine wichtige Rolle. Abbildung 3.2 zeigt beispielhaft die Flügelleffizienzen verschiedener Flügelsysteme bei einem relativen vertikalen Abstand von $h/b = 0,2$. Gemäß Abbildung 3.2

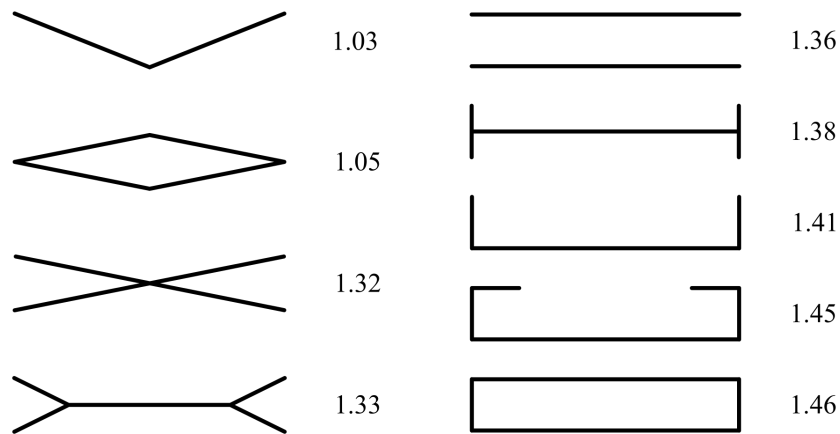


Abbildung 3.2.: Flügelleffizienzen verschiedener nicht planarer Flügelsysteme mit $h/b = 0,2$ [24]

weist die Boxwing-Konfiguration das größte Potenzial zur Reduktion des induzierten Widerstands auf. Dies liegt in der Auftriebsverteilung begründet. Abbildung 3.3 zeigt eine typische Auftriebsverteilung am Boxwing unter der Annahme, dass beide Flügelanteile den gleichen Auftrieb erzeugen. Die vertikalen Flügelanteile ermöglichen auf den beiden Flügeln eine Auftriebsverteilung, die einer

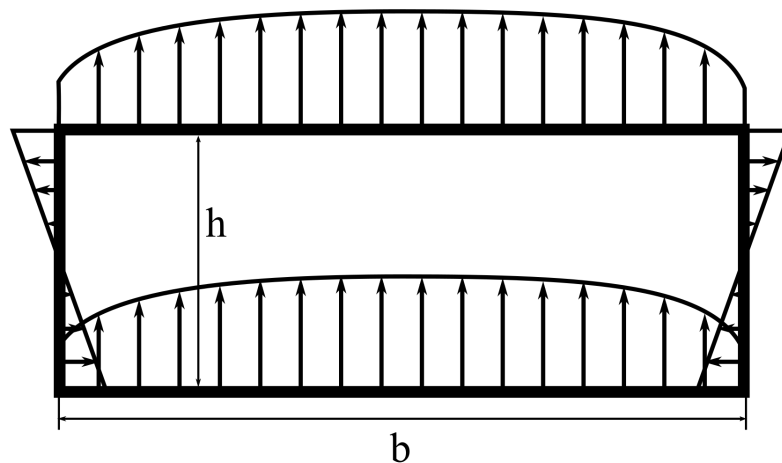


Abbildung 3.3.: Auftriebsverteilung für einen Boxwing [26]

Überlagerung einer elliptischen und einer konstanten Verteilung entspricht und für den induzierten Widerstand entsprechend günstig ist. Der Auftrieb auf den Vertikalflügeln entspricht einer linearen Verteilung, die im unteren Teil nach innen und im oberen Teil nach außen wirkt.

4. Flugleistungsbetrachtungen

In diesem Kapitel geht es um die Betrachtung der Flugleistungen der ausgewählten Flugzeugkonfigurationen. Entsprechend den Vorbetrachtungen, die in Kapitel 2 beschrieben sind, sollen das konventionelle Drachenflugzeug, das Entenflugzeug, der Doppelleitwerksträger, der Doppeldecker sowie der Boxwing analysiert werden. Dabei werden für jeden Flugzeugtyp verschiedene Konfigurationen entworfen, einander gegenübergestellt und im Hinblick auf Flugleistungen verglichen. Da die Möglichkeit der kleinen und kompakten Ausführung eine wichtige Anforderung an das UAV darstellt, bietet es sich an, die Spannweite als variablen Parameter zu wählen und Flugzeugkonfigurationen für verschiedene Werte der Spannweite zu entwerfen. Die Anforderungen, die in ALAADy formuliert sind, stellen Ausschlusskriterien dar. Aus diesem Grund müssen diese direkt in den Flugzeugentwurfsprozess integriert werden. Anschließend werden alle UAV im Hinblick auf die Tauglichkeit für die Transportaufgabe bewertet und zwei Konfigurationen für weitere Untersuchungen ausgewählt.

4.1. Flugzeugvorentwurf

Das Hauptziel dieses Flugzeugvorentwurfs ist es, qualitative Aussagen über die Flugleistungscharakteristika sowie die Tauglichkeit der unterschiedlichen Flugzeugkonfigurationen in Bezug auf die Transportaufgabe zu treffen. Darüber hinaus dient der Vorentwurf vor allem dazu, die Vielzahl der möglichen Konfigurationen weiter zu reduzieren und am Ende zwei Flugzeuge für ALAADy vorzuschlagen. Aus diesem Grund werden einfache Vorentwurfsformeln genutzt und Flugleistungsparameter durch einfache Mittel modelliert anstatt komplexe Tool-Ketten zu nutzen.

In diesem ersten Schritt bleiben Flugeigenschaften unbeachtet. Die Auslegung der Seiten- und Höhenleitwerke wird, sofern bei den entsprechenden Konfigurationen vorhanden, durch eine anfängliche Dimensionierung vorgenommen. Dafür werden die Werte gewählt, die geeignet erscheinen und in der Praxis üblich sind. Die genauere Betrachtung der Flugeigenschaften findet in Kapitel 5 statt, wodurch sich weitere Änderungen an den Flugzeuggeometrien und Flugleistungen ergeben werden. Die Ergebnisse dieses Vorentwurfs können also nicht als endgültig betrachtet werden, sondern zeigen vielmehr Trends auf, die die Basis für weitere Betrachtungen bilden. Abbildung 4.1 stellt die ALAADy-Arbeitsschritte dar, die im Rahmen dieser Masterarbeit abgehandelt werden, und gliedert diese Vorentwurfsphase in den Prozess ein.

Wie bereits erwähnt, bilden die ALAADy-Anforderungen Ausschlusskriterien. Die Anforderungen an die Nutzlast, dessen Unterbringung im Flugzeug sowie die Be- und Entladungsmöglichkeiten werden bei der konzeptionellen Gestaltung der Flugzeuge berücksichtigt. Dazu werden die Kriterien für die

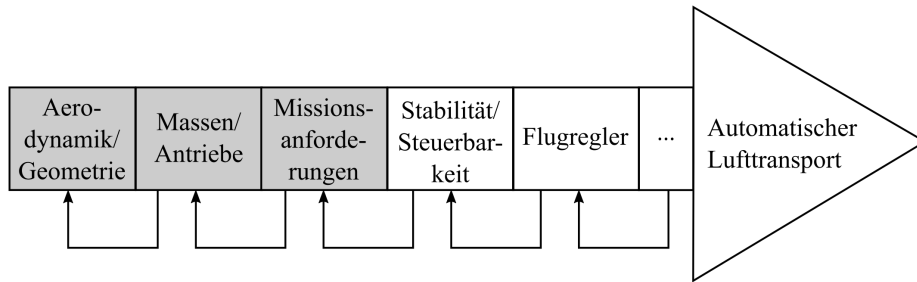


Abbildung 4.1.: ALAADy-Prozessverlauf

Reichweite, Reisegeschwindigkeit und die Start- und Landestrecken bei der Auslegung der für die Flugleistungen relevanten Parameter berücksichtigt. Dies bedeutet, dass der Vergleich zwischen den einzelnen Konfigurationen keine allgemeine Gültigkeit hat. Stattdessen werden die Konfigurationen in der Form gegenübergestellt, in der sie alle Anforderungen in ALAADy erfüllen und somit eine Option für das unbemannte Transportflugzeug darstellen.

Die Auswahl der Fluggeräte geschieht dann einerseits auf Basis des Treibstoffverbrauches, andererseits soll ebenfalls eine Konfiguration gewählt werden, die in kompakter Ausführung, also bei geringer Spannweite, noch immer verhältnismäßig effizient ist.

Wie in Kapitel 1 erläutert, fordert ALAADy ebenfalls die inhärente Sicherheit durch ein passives Notlandekonzept vom unbemannten Transportflugzeug. Allerdings besitzen Starrflügelkonfigurationen prinzipiell keine vergleichbaren inhärenten Sicherheitseigenschaften wie beispielsweise Drehflügelkonfigurationen, die im Falle eines Absturzes durch die Autorotation des Rotors bei vergleichsweise geringer Aufprallenergie auf den Boden auftreffen. Aufgrund der gewünschten guten Gleiteigenschaften weisen Starrflügler obendrein ein weites mögliches Absturzgebiet auf. Folglich müssen diese Konfigurationen mit zusätzlichen Systemen, wie z.B. Schirmsystemen, ausgestattet werden, die die Sicherheit im Fehlerfall gewährleisten. Eine Erarbeitung solcher Konzepte ist nicht Teil dieser Masterarbeit. Allerdings wird die Integration eines passiven Notlandesystems im Vorentwurf durch eine Bereitstellung einer Masse von 50 kg berücksichtigt.

Das Hauptaugenmerk dieser Vorentwurfsphase liegt in der Erarbeitung der flugzeugabhängigen Unterschiede. Daher ist es besonders wichtig, die konfigurationsspezifischen Charakteristika genau zu modellieren. Nichtsdestotrotz müssen die grundlegenden Geometriedefinitionen aller Flugzeuge identisch sein, damit eine generelle Vergleichbarkeit gewährleistet ist. Im Folgenden werden diese Geometriedefinitionen, die Strategie dieses Vorentwurfs sowie die Formeln und Annahmen, die diesem Vorentwurf zu Grunde liegen, im Detail beschrieben.

4.1.1. Definition der Geometrie

An dieser Stelle werden alle grundlegenden Geometriedefinitionen vorgestellt, die zur Modellierung der Flugzeuge angenommen wurden. Abhängig vom jeweiligen Flugzeugtyp können einzelne Parameter davon abweichen. Diese konfigurationsabhängigen Unterschiede werden in den folgenden Abschnitten vorgestellt. Bei der Wahl der Geometrieparameter werden Werte gewählt, die einerseits vergleichbar mit üblichen Werten in der Praxis sind und andererseits in Bezug auf die Fertigung so einfach wie möglich sind.

Die Flugleistungsbewertungen werden für jede Konfiguration in Abhängigkeit von der Spannweite vorgenommen. Die Flügelfläche ergibt sich darüber hinaus anhand der maximalen Abflugmasse und einer spezifizierten Flächenbelastung. Alle weiteren Flügelparameter in der Reiseflugkonfiguration sind folgendermaßen gewählt:

- Pfeilung: $\varphi = 0^\circ$
- V-Stellung: $\vartheta = 0^\circ$
- Der Einstellwinkel des Flügels wird derart angenommen, dass der mittlere Auftriebsbeiwert im Reiseflug beim Nullanstellwinkel des Rumpfes erreicht wird.
- Zuspitzung: $\lambda = 0,8$
- Relative Profildicke der Wurzel: $\delta_{Wurzel} = 0,18$
- Relative Profildicke der Spitze: $\delta_{Spitze} = 0,12$
- Maximaler Auftriebsbeiwert ohne Klappen: $C_{A,max} = 1,4$

Aus Gründen der Komplexität und zur Verringerung des Flügelstrukturgewichts wird auf die Nutzung von Vorflügeln verzichtet. Der Hochauftrieb im Langsamflug soll für die unbemannten Flugzeugkonfigurationen lediglich durch den Ausschlag von Einfachspaltklappen geschehen. Die Spezifikationen der Klappen und Querruder lauten:

- Mittlere relative Klappentiefe: $l_K/l_\mu = 0,3$
- Mittlere relative Klappenweite: $s_K/s = 0,4$
- Mittlere relative Querrudertiefe: $l_{QR}/l_\mu = 0,2$
- Mittlere relative Querruderweite: $s_{QR}/s = 0,1$

Da in der Vorauslegungsphase alle Aspekte der Stabilität und Steuerbarkeit der Fluggeräte unbeachtet bleiben, müssen die Leitwerksparameter ebenfalls vorab ausgewählt werden. Dabei werden die Leitwerke so dimensioniert, dass sie im Hinblick auf statische Stabilität sinnvoll erscheinen. Die minimale Höhenleitwerksfläche zur Realisierung von Längsstabilität und Steuerbarkeit hängt prinzipiell u.a. von der Flügelfläche ab. Andererseits soll das Höhenleitwerk nur so groß wie nötig ausgeführt werden, damit der parasitäre Widerstand verringert werden kann.

Aus diesen Gründen werden die Abmessungen des Höhenleitwerks in erster Näherung in Abhängigkeit der Flügelabmessungen dimensioniert. Die Höhenleitwerksparameter (Index *HLW*) lauten:

- Spannweite: $b_{HLW} = 0,25 \cdot b$
- Fläche: $S_{HLW} = 0,2 \cdot S$
- Pfeilung: $\varphi_{HLW} = 0^\circ$
- V-Stellung: $\vartheta_{HLW} = 0^\circ$
- Zuspitzung: $\lambda_{HLW} = 0,8$
- Relative Profildicke der Wurzel: $\delta_{HLW, Wurzel} = 0,14$
- Relative Profildicke der Spitze: $\delta_{HLW, Spitze} = 0,10$
- Mittlerer Auftriebsbeiwert im getrimmten Zustand: $C_{A,HLW} = -0,1$
- Mittlere relative Höhenrudertiefe: $l_{HR}/l_{HLW} = 0,3$
- Relative Höhenruderweite: $s_{HR}/s_{HLW} = 1,0$

Die Seitenleitwerkparameter wiederum werden unabhängig von der Flügelgeometrie festgelegt. Dabei bleiben Sicherheitsaspekte im Falle eines einseitigen Triebwerksausfalls unberücksichtigt, wodurch die Abmessungen verhältnismäßig klein sind. Die Geometriedefinitionen des Seitenleitwerks (Index SLW) sind gewählt zu:

- Spannweite: $b_{SLW} = 2,5 \text{ m}$
- Fläche: $S_{SLW} = 2,5 \text{ m}^2$
- Pfeilung: $\varphi_{SLW} = 20^\circ$
- V-Stellung: $\vartheta_{SLW} = 0^\circ$
- Zuspitzung: $\lambda_{SLW} = 0,8$
- Relative Profildicke der Wurzel: $\delta_{SLW, Wurzel} = 0,14$
- Relative Profildicke der Spitze: $\delta_{SLW, Spitze} = 0,10$
- Mittlere relative Seitenrudertiefe: $l_{SR}/l_{SLW} = 0,3$
- Relative Seitenruderweite: $s_{SR}/s_{SLW} = 1,0$

Da der Rumpf im Falle des ALAADy-Fluggerätes aufgrund der geringen Flughöhe nicht bedruckt werden muss, bietet sich ein an Bug und Heck aerodynamisch ausgeformter aber ansonsten rechteckiger Rumpf an, der Vorteile hinsichtlich Fertigungs- und Wartungskosten mit sich bringt. Die Rumpfabmessungen sind dabei:

- Rumpflänge: $l_{Rumpf} = 7,0 \text{ m}$
- Rumpfbreite: $b_{Rumpf} = 1,8 \text{ m}$
- Rumpfhöhe: $h_{Rumpf} = 1,8 \text{ m}$

Diese Abmessungen berücksichtigen eine minimale Frachtraumgröße gemäß den ALAADy-Anforderungen, wonach zwei Europoolpaletten im Rumpf untergebracht werden müssen. Die Rumpflänge ist so gewählt, dass sie groß genug erscheint, um Längsstabilität zu gewähren. Zur Be- und Entladung werden Halbschalentüren vorgesehen, die entweder vorne oder hinten am Rumpf angebracht werden.

Für die Motorisierung werden Turboproptriebwerke in Zugkonfiguration gewählt. Die Gondel- sowie Propellerdimensionen werden gesetzt zu:

- Länge der Triebwerksgondel: $l_{Twk} = 1,0 \text{ m}$
- Durchmesser der Triebwerksgondel: $d_{Twk} = 0,55 \text{ m}$
- Propellerradius: $r_{Prop} = 0,7 \text{ m}$

Alle Flugzeugkonfigurationen werden mit zwei hinteren Fahrwerken und einem vorderen Fahrwerk ausgestattet, die alle am Rumpf angebracht sind. Die Fahrwerkslängen werden dabei zu $0,75 \text{ m}$ gesetzt.

Weiterhin werden im Folgenden die geometrischen Besonderheiten des Entenflugzeuges, des Doppeldeckersträgers, des Doppeldeckers und des Boxwings vorgestellt.

Konventionelles Flugzeug

Für die Modellierung des konventionellen Flugzeuges sind keine weiteren Anpassungen der zuvor genannten Geometriedefinitionen nötig. Im Rahmen der folgenden Untersuchungen kann das konventionelle Flugzeug daher als ein Referenzflugzeug betrachtet werden.

Entenflugzeug

Die Modellierung des Entenflugzeuges für die Flugleistungsbetrachtungen erfordert einige Anpassungen der zuvor genannten Basisgeometriedefinitionen. Das hier betrachtete Entenflugzeug entspricht prinzipiell der Konfiguration, die in Abbildung 2.2 dargestellt ist.

Das Höhenleitwerk des Entenflugzeuges ist vor dem Hauptflügel installiert. Es wird üblicherweise als Canard bezeichnet. Durch diese Positionierung trägt es bei der Trimmung zur Auftriebserzeugung bei. Damit ein stabiles Überziehverhalten gewährleistet ist, muss die Strömung am Canard abreißen, bevor der Strömungsabriss am Hauptflügel eintritt. Folglich operiert der Canard bei einem etwas höheren Auftriebsbeiwert als der Hauptflügel. Für den Reiseflug wird der Auftriebsbeiwert des Canards (Index C) vereinfachend als

- $C_{A,C} = 0,3$

angenommen. Wie noch in Abschnitt 4.1.7 gezeigt wird, passt dieser Wert in einem mittleren Spannweitenbereich zum Flügelauftriebsbeiwert des Entenflugzeuges im Reiseflug. Infolge des früheren Strömungsabrisses am Canard wird allerdings ein abnickendes Moment erzeugt, wodurch das Maximalauftriebspotential des Hauptflügels nicht erreicht werden kann. Im Rahmen dieser Untersuchungen wird dies modelliert durch eine Verringerung des maximalen Auftriebsbeiwerts um 5%. Der maximale Auftriebsbeiwert des Entenflugzeuges ohne die Nutzung von Klappen wird daher zu

- $C_{A,max} = 0,95 \cdot 1,4$

gesetzt. Darüber hinaus benötigt der Canard eine hohe Streckung und damit einen hohen Auftriebsanstieg, um auch bei hohen Anstellwinkeln einen höheren Auftriebsbeiwert als der Hauptflügel zu gewährleisten. Abweichend von den zuvor genannten Geometriedefinitionen wird die Spannweite des Canards daher in Abhängigkeit von der Flügelspannweite dimensioniert als

$$\blacksquare \quad b_C = 0,4 \cdot b.$$

Die Triebwerke werden in Zugkonfiguration am Flügel angebracht, wie auch in Abbildung 2.2 dargestellt. Dies ermöglicht eine vereinfachte Beladung über das Rumpfheck, wo eine Halbschalentür angebracht wird.

Doppelleitwerksträger

Die Modellierung der Flugleistungen des Doppelleitwerksträgers erfordert ebenfalls eine Modifikation der Geometrie. Die Hauptmotivation, die zur Berücksichtigung des Doppelleitwerksträgers in dieser Arbeit führte, liegt in der möglichen Rumpfverkürzung, wie in Abbildung 2.4 veranschaulicht. Gemäß der Anforderungen in ALAADy ist eine minimale Frachtraumlänge von 3 m bereitzustellen. Unter Berücksichtigung der Rumpfstruktur und zusätzlichen Stauraums für einige Instrumente sowie für ein passives Sicherheitssystem wird die Rumpflänge des Doppelleitwerksträgers zu

$$\blacksquare \quad l_{Rumpf} = 5 \text{ m}$$

gesetzt. Der Leitwerkshebelarm, der für ausreichend Stabilität sorgen soll, kann dann über die Länge der Leitwerksarme eingestellt werden. Die Leitwerksarme werden folgendermaßen dimensioniert:

- Länge der Leitwerksarme: $l_{Arme} = 4,0 \text{ m}$
- Durchmesser der Leitwerksarme: $d_{Arme} = 0,2 \text{ m}$

Dies entspricht einer Vergrößerung des Leitwerkshebelarms, wodurch das invertierte V-Leitwerk, das für diese Konfiguration wegen den beiden Leitwerksarmen gewählt wird, kleiner gehalten werden kann als die Leitwerke der anderen Konfigurationen. Aufgrund der kombinierten Kraftgenerierung des V-Leitwerks in Vertikal- und Transversalrichtung werden äquivalente Ersatzleitwerksflächen berücksichtigt:

- Fläche des Höhenleitwerks: $S_{HLW} = 1/\sqrt{2} \cdot 0,2 \cdot S$
- Fläche des Seitenleitwerks: $S_{SLW} = 1/\sqrt{2} \cdot 2,5 \text{ m}^2$

Da die Spannweite des äquivalenten Höhenleitwerks von der Spannweite des Flügels abhängt und die des äquivalenten Seitenleitwerks konstant ist, ist auch die V-Stellung des Leitwerks abhängig von der Spannweite. Die entsprechenden Parameter des V-Leitwerks (Index LW) sind:

- Pfeilung: $\varphi_{LW} = 0^\circ$
- V-Stellung: $\vartheta_{LW} = -\arctan(1/2 \cdot b_{HLW}/b_{SLW})$

Letztlich wird für den Doppelleitwerksträger ein einziges Triebwerk in Druckkonfiguration (vgl. Abbildung 2.4) installiert. Der Propellerradius wird dabei auf

$$\blacksquare \quad r_{Prop} = 1,0 \text{ m}$$

gesetzt. Aufgrund der Anbringung am Rumpfe wird keine Gondel für das Triebwerk nötig, wodurch alle Triebwerkswiderstände vernachlässigt werden können.

Doppeldecker

Die Doppeldeckerkonfiguration wird entsprechend Abbildung 2.7 ausgeführt. Sie wird mit einem konventionellen Leitwerk entsprechend der oben genannten grundlegenden Geometriedefinitionen ausgestattet. Die Flügelkonfiguration wird durch zwei identische Flügel mit gleicher Spannweite wie ein einzelner Referenzflügel realisiert. Zur Vereinfachung werden diese übereinander angeordnet, sodass kein horizontaler Abstand zwischen ihnen liegt. Dabei entspricht die Summe der Einzelflügelflächen der Flügelfläche des Referenzflugzeugs. Dies bedeutet, dass die Flügelbezugstiefe halb so groß ist wie beim Referenzflugzeug:

$$\blacksquare \quad l_{\mu} = 1/2 \cdot l_{\mu,ref}$$

Die geringere mittlere Flügeltiefe der Einzelflügel erfordert eine größere Flügelstrukturmasse und verringert den Stauraum im Flügel, der vorwiegend für die Unterbringung des Kraftstoffs genutzt werden soll. Damit diesen negativen Effekten etwas entgegengewirkt werden kann, werden die Profildicken vergrößert:

$$\blacksquare \quad \text{Relative Profildicke der Flügelwurzel: } \delta_{Wurzel} = 0,24$$

$$\blacksquare \quad \text{Relative Profildicke der Flügelspitze: } \delta_{Spitze} = 0,16$$

Wie in Abschnitt 3.2 gezeigt wurde, hat der vertikale Abstand h zwischen beiden Flügeln einen maßgeblichen Einfluss auf den gegenseitig induzierten Widerstand. Damit dieser verringert werden kann, werden die Flügel entsprechend in Hoch- und Tiefdeckeranordnung installiert, wodurch der vertikale Abstand maximiert wird auf

$$\blacksquare \quad h \approx h_{Rumpf} = 1,8 \text{ m.}$$

Letztlich muss der Doppeldecker im Hinblick auf eine gute Zugänglichkeit des Frachtraums entworfen werden. Aus diesem Grund werden die Turboproptriebwerke am unteren Flügel angebracht (s. Abbildung 2.7). Die Be- und Entladung wird über das vordere Rumpfe ermöglicht.

Boxwing

Ähnlich wie beim Doppeldecker ergibt sich die Gesamtflügelfläche als Summe der beiden Einzelflügel. Die Fläche der Vertikalflügel wird dabei nicht berücksichtigt. Die Flügelbezugstiefe berechnet sich demnach ebenfalls bezogen auf einen einzelnen Referenzflügel als

- $l_\mu = 1/2 \cdot l_{\mu,ref}$.

Dies erfordert gleichermaßen eine Anpassung der Profildicken:

- Relative Profildicke der Flügelwurzel: $\delta_{Wurzel} = 0,24$
- Relative Profildicke der Flügelspitze: $\delta_{Spitze} = 0,16$

Beim Boxwing soll die Trimmung vom vorderen Flügel übernommen werden. Aus diesem Grund müssen die Flügel derart angeordnet sein, dass der mittlere Neutralpunkt des vorderen Flügels vor dem Schwerpunkt und der des hinteren Flügels hinter dem Schwerpunkt liegt. Da in diesem Fall

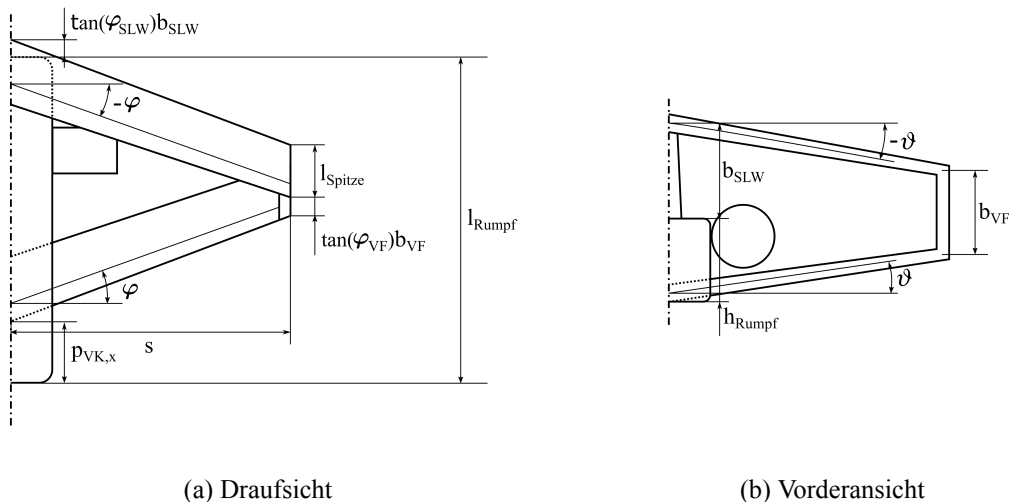


Abbildung 4.2.: Abmessungen des Boxwings

der vordere Flügel zum Ausgleich des Nickmomentes Auftrieb erzeugt, kann auch der Boxwing aus den gleichen Gründen wie beim Entenflugzeugs nicht das Maximalauftriebspotential ausnutzen. Der Maximalauftrieb ohne Klappen wird daher als

- $C_{A,max} = 0,95 \cdot 1,4$

abgeschätzt. Die Trimmung über den vorderen Flügel erfordert also, dass der vordere Flügel mit positiver Pfeilung und der hintere Flügel mit negativer Pfeilung ausgelegt ist, wie in Abbildung 4.2a veranschaulicht wird. Damit darüber hinaus der vertikale Abstand zwischen beiden Flügeln maximiert werden kann, wird der vordere Flügel als Tiefdecker ausgeführt und der hintere Flügel auf das Seitenleitwerk gesetzt (vgl. Abbildung 4.2b). Dabei werden die Flugleistungsuntersuchungen mit dem mittleren Wert für den vertikalen Abstand

- $h = 1/2 \cdot (h_{Rumpf} + b_{SLW} + b_{VF})$

durchgeführt, wobei für die Länge der vertikalen Flügelanteile

- $b_{VF} = 2,0 \text{ m}$

bestimmt wird. Aus strukturmechanischen Gründen wird daher das Seitenleitwerk kleiner ausgeführt als bei den anderen Konfigurationen. Die Seitenleitwerksdimensionen lauten:

- Spannweite des Seitenleitwerks: $b_{SLW} = 2,0 \text{ m}$
- Fläche des Höhenleitwerks: $S_{SLW} = 2,0 \text{ m}^2$

Die Werte der Flügelpfeilung sowie der V-Stellung hängen von der Spannweite ab und müssen berechnet werden. Vereinfachend wird eine Boxwing-Konfiguration betrachtet, bei der die Werte der Pfeilung und V-Stellung beim vorderen und hinteren Flügel identisch sind. Die Vorzeichen sind allerdings entsprechend umgekehrt. Dies ergibt (s. Abbildung 4.2):

- Pfeilung: $\varphi = \arctan((l_{Rumpf} + \tan(\varphi_{SLW})b_{SLW} - p_{VK,x} - l_{Spitze} - \tan(\varphi_{VF})b_{VF})/b)$
- V-Stellung: $\vartheta = \arctan((h_{Rumpf} + b_{SLW} - b_{VF})/b)$

Letztlich sollten die Triebwerke aufgrund der hohen Sensitivität des Boxwings auf Schwerpunktänderungen nahe des Schwerpunktes positioniert werden [40]. Dies kann nur realisiert werden, indem diese direkt am Rumpf angebracht werden. Prinzipiell ermöglicht eine solche Anordnung die Nutzung eines Mantelpropellers. Effekte bezüglich des Wirkungsgrades, die sich durch eine solche Propelleranführung ergeben, sowie Zusatzwiderstände und -massen infolge des Mantels werden allerdings in dieser Arbeit vernachlässigt.

4.1.2. Strategie des Vorentwurfs

Damit der Aufwand des Vorentwurfs der Fluggeräte für das Projekt ALAADy so gering wie möglich gehalten werden kann, sollte auf die Nutzung komplexer Tool-Ketten verzichtet werden. Darüber hinaus erfordert die Frage nach einem geeigneten Flugzeugtyp eine genaue Modellierung der flugzeugtypischen Eigenschaften. Aus diesem Grund wurde im Rahmen dieser Masterarbeit ein neues Tool entwickelt, das für die unterschiedlichen Flugzeugkonfigurationen in Abhängigkeit von der Spannweite eine Vorauslegung durch iterative Rechnungen vornimmt. Die aerodynamischen Kennwerte, Massen- und Triebwerksleistungsabschätzungen sowie die Flugleistungsparameter werden dabei durch Näherungsformeln und Handbuchmethoden abgeschätzt. Abbildung 4.3 zeigt die prinzipielle Struktur des Vorentwurfstools.

Die Betrachtung der Landestrecke bildet dabei den Ausgangspunkt des Prozesses. Dabei wird eine Landung ohne Schub betrachtet. Wie in Abschnitt 4.1.3 noch im Detail gezeigt wird, bietet sich die Landestrecke als Ausgangspunkt an, weil sie von wenigen Parametern abhängt. Ein wichtiger Parameter, der einen großen Einfluss auf die Landestrecke hat und größtenteils unabhängig von Änderungen der Geometrie, Massen und Antriebe ist, ist die Flächenbelastung. Anhand der ALAADy-Forderung an die Landestrecke ($R_{L,max} = 400 \text{ m}$) wird daher in diesem Block die Flächenbelastung m/S begrenzt. Auf Basis dieser Flächenbelastung werden alle weiteren Berechnungen durchgeführt, bis eine Aktualisierung der Flächenbelastung nötig wird. Die Auslegung der Flugzeugkonfiguration wird beendet und damit als konvergiert betrachtet, sobald eine Änderung der Flächenbelastung von $\Delta(m/S) < 0,1 \text{ kg/m}^2$ zwischen zwei Iterationsschritten erreicht ist.

Im nächsten Block, der in Abschnitt 4.1.4 genauer erläutert wird, werden aerodynamische Eigenschaften und Massenwerte der einzelnen Konfigurationen angenähert. Dabei wird zunächst auf Basis der zuvor bestimmten maximalen Flächenbelastung und einer Abschätzung der maximalen Abflugmas-

se m_A die Flügelfläche S berechnet. Zusätzlich werden Widerstände errechnet. Im Anschluss wird der Reiseflug betrachtet, der in Abschnitt 4.1.5 beschrieben wird. Zusammen mit den resultierenden Werten der Reisefluggleitzahl E_R und dem Widerstand im Reiseflug $C_{W,R}$ können sowohl die benötigte installierte Minimalleistung P_{inst} bei der durch ALAADy vorgegebenen Reisegeschwindigkeit von $V_R = 200$ km/h als auch die benötigte Kraftstoffmasse m_K für die Einhaltung der Reichweitenanforderung von $R_{min} = 600$ km abgeschätzt werden. Dies resultiert in einer Änderung der maximalen Abflugmasse und eine erneute Aerodynamik- und Massenberechnung wird nötig. Diese beiden Blöcke bilden eine innere Schleife, die beendet wird, sobald sich eine Reichweite ergibt, die sich um maximal einen Kilometer von der geforderten Reichweite unterscheidet.

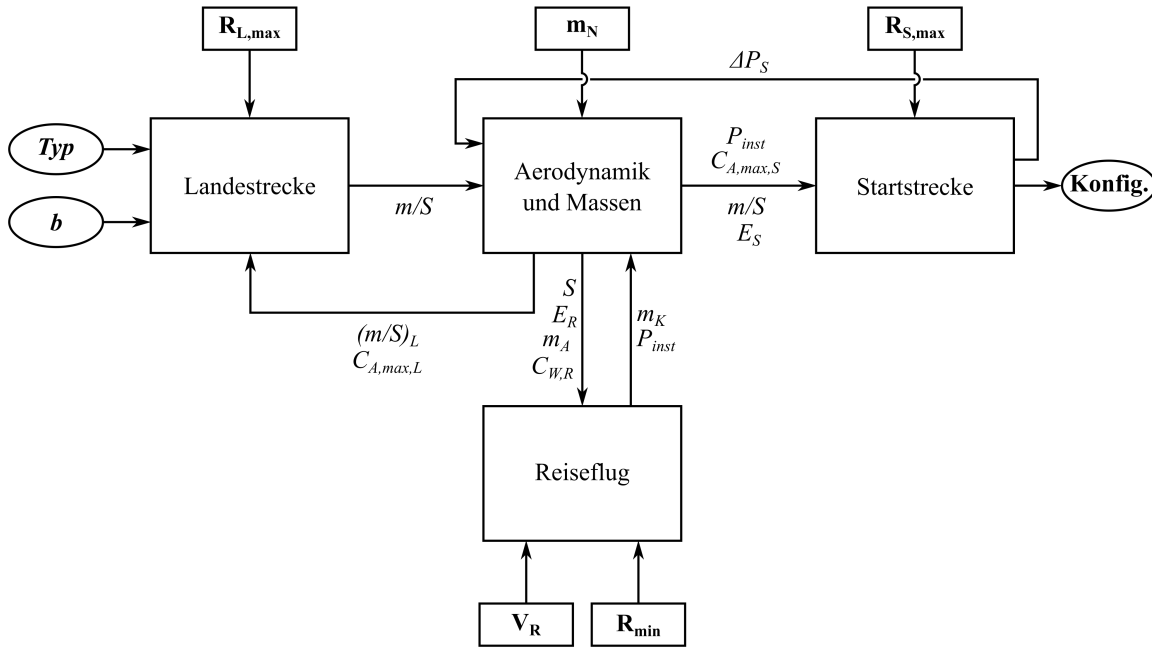


Abbildung 4.3.: Konzeptskizze der Vorentwurfsstrategie

Im letzten Schritt wird der Startvorgang betrachtet (vgl. Abschnitt 4.1.6). Dabei werden die maximale Flächenbelastung, die Gleitzahl während des Startvorgangs E_S , die installierte Leistung sowie der maximale Auftriebsbeiwert im Startfall $C_{A,max,S}$ genutzt, um die Startstrecke abzuschätzen. Sollte die Startstrecken Anforderung $R_{S,max} = 400$ m nicht eingehalten werden, wird zusätzliche Triebwerksleistung ΔP_S bereitgestellt, wodurch eine erneute Anpassung der Aerodynamik- und Massenwerte nötig wird.

Die Anpassung der Flugzeugkonfigurationen erfordert nun eine erneute Betrachtung der Landestrecke, da sich die Landeflächenbelastung $(m/S)_L$ durch die Veränderung der Kraftstoffmasse als auch der maximale Auftriebsbeiwert im Landefall $C_{A,max,L}$ geändert haben. Dadurch wird ein erneuter Iterationsschritt nötig. Im Folgenden werden alle vier Blöcke, die in Abbildung 4.3 dargestellt sind, im Detail vorgestellt und die zugrunde liegenden Abschätzungsformeln und Annahmen aufgezeigt.

4.1.3. Betrachtung der Landestrecke

Der erste Vorentwurfsschritt befasst sich mit der Betrachtung der Landestrecke. Diese wird insbesondere von Parametern beeinflusst, die nur eine schwache Abhängigkeit von späteren Entwurfsparametern aufweisen, wodurch bereits eine gute erste Abschätzung ermöglicht wird. Darüber hinaus bildet die Landestrecken Anforderung in diesem Fall auch die restriktivste Bedingung an das unbemannte Fluggerät. Während die Startstrecke durch eine Vergrößerung der Motorisierung relativ einfach verringert werden kann, hängt die Landestrecke hauptsächlich von grundlegenden Auslegungsparametern ab. An dieser Stelle wird eine Landung ohne Schub betrachtet. Die Landestrecke setzt sich zusammen aus der Anflugstrecke, welche die Flugdistanz ab dem Überfliegen einer bestimmten kritischen Höhe bis zum Aufsetzen berücksichtigt, sowie der Rollstrecke, die bis zum Stillstand des Flugzeuges benötigt wird. Die Landung ohne Schub kann gemäß [48] angenähert werden als

$$R_L = E_L \cdot \underbrace{\left[H_L + \frac{\left(\frac{m}{S}\right)_L}{\rho C_{A,L}} \left[\left(\frac{V_L}{V_S}\right)^2 - \left(\frac{V_{TD}}{V_S}\right)^2 \right] \right]}_{\text{Anflugstrecke}} + \underbrace{\frac{1}{\rho} \frac{1}{\tilde{a}/g} \frac{\left(\frac{m}{S}\right)_L}{C_{A,L}} \left(\frac{V_{TD}}{V_S}\right)^2}_{\text{Rollstrecke}}. \quad (4.1)$$

Hierbei bezeichnet ρ die Luftdichte. Aufgrund der Tatsache, dass noch keine Zulassungsvorschriften für vergleichbare unbemannten Fluggeräte wie die ALAADy-Konfiguration existieren, wird die Hindernishöhe als $H_L = 15$ m angenommen, so wie es für bemannte Zubringerflugzeuge gefordert wird [9]. Die Geschwindigkeitsverhältnisse werden auf $V_L/V_S = 1,2$ und $V_{TD}/V_S = 1,1$ festgelegt. Dabei steht V_L für die mittlere Anfluggeschwindigkeit, V_S für die Überziehgeschwindigkeit und V_{TD} ist die Touch-Down-Geschwindigkeit, bei der das Fluggerät auf dem Boden aufsetzt.

Damit Unsicherheiten wie beispielsweise ungünstiges Flugverhalten oder Rückenwind bei der Landung kompensiert werden können, wird eine Verlängerung der Fahrbahn um einen Sicherheitsfaktor nötig. Im Rahmen dieser Arbeit wird die Sicherheit allerdings dadurch gewährleistet, dass eine Landung auf nasser Fahrbahn betrachtet wird. Deshalb wird das Verhältnis von Bremsbeschleunigung zu Erdbeschleunigung zu $\tilde{a}/g = 0,15$ gesetzt, was Richtwerten für nassen Asphalt entspricht [16].

Für den Landeanflug wird vereinfachend ein mittlerer Anflugwinkel von $-7,5^\circ$ und damit ein Gleitwinkel von $\gamma_L = 7,5^\circ$ angenommen. Dies resultiert in einer mittleren Gleitzahl von $E_L \approx 7,5$. Während übliche Landeanflugwinkel der bemannten Luftfahrt eher bei 3° liegen, wird dieser Wert gewählt, damit einerseits eine Verringerung der Landestrecke ermöglicht wird und andererseits Anflüge inmitten hoher Bebauungen oder geographischer Gegebenheiten möglich sind. Der gewählte Gleitwinkel soll durch eine kombinierte Nutzung von Klappen sowie Spoilern erreicht werden. Entsprechend (4.1) bleiben noch die Flächenbelastung sowie der Auftriebsbeiwert während der Landung als Variablen, die die Landestrecke beeinflussen. Dabei resultiert eine Erhöhung der Flächenbelastung sowohl in einer Vergrößerung der Anflugstrecke als auch in der Startstrecke. Ein vergrößerter Auftriebsbeiwert wiederum verringert beide Anteile.

Der Auftriebsbeiwert hängt insbesondere von den aerodynamischen Eigenschaften des Tragflügels und dem Hochauftriebssystem ab und ist daher begrenzt. Während der Landung sollen die Einfachspaltklappen des unbemannten Transportflugzeugs um einen Klappenwinkel von $\delta_K = 40^\circ$ ausge-

schlagen werden. Der maximale Auftriebsbeiwert wird dann laut [36] abgeschätzt durch

$$C_{A,max,L} = C_{A,max} + C_{A\alpha} \cdot \alpha_\delta \cdot \delta_K \cdot \frac{s_K}{s}, \quad (4.2)$$

wobei sich gemäß Abbildung B.1, die im Anhang beigelegt ist, bei einer relativen Klappentiefe von $l_K/l_\mu = 0,3$ ein Flügelauftriebswirksamkeitsfaktor von $\alpha_\delta \approx 0,44$ ergibt. Der Auftriebsanstieg wird durch die Traglinientheorie, wie in [42] beschrieben, mithilfe der Streckung

$$\Lambda = \frac{b^2}{S} \quad \text{bzw.} \quad \Lambda_{bi|box} = \frac{b^2}{S_1 + S_2} = \frac{b^2}{S} \quad (4.3)$$

und entsprechend der Relation

$$C_{A\alpha} = 2\pi \frac{\Lambda}{\Lambda + 2} \quad (4.4)$$

abgeschätzt. Der mittlere Auftriebsbeiwert während der Landung wird darüber hinaus noch durch einen Sicherheitsfaktor verringert, sodass während der Landung gilt:

$$C_{A,L} = \frac{C_{A,max,L}}{1,44} \quad (4.5)$$

Der einzige Parameter, der frei gewählt werden kann, ist die Flächenbelastung während der Landung. Infolge der in ALAADy formulierten Anforderung an die maximale Landestrecke ist diese allerdings begrenzt. Eine Umstellung von (4.1) ergibt für die maximale Landeflächenbelastung

$$\left(\frac{m}{S}\right)_L \leq \frac{\left(\frac{R_{L,max}}{E_L} - H_L\right) \cdot \rho \cdot C_{A,L}}{\left(\frac{V_L}{V_S}\right)^2 + \left(\frac{V_{TD}}{V_S}\right)^2 \cdot \left(\frac{1}{\bar{a}/g \cdot E_L} - 1\right)}. \quad (4.6)$$

Zusammen mit der verbrauchten Kraftstoffmasse ergibt sich schließlich die Abschätzung der maximalen Flächenbelastung:

$$\frac{m}{S} = \left(\frac{m}{S}\right)_L + \frac{m_K}{S} \quad (4.7)$$

Die Flächenbelastung wird mit den getroffenen Annahmen während der Landung also lediglich durch eine Änderung des maximalen Auftriebsbeiwertes infolge einer Variation der Streckung sowie der verbrauchten Kraftstoffmasse verändert. Allerdings ist der Einfluss der Streckung auf den maximalen Auftriebsbeiwert gering und auch der Kraftstoffmassenanteil bezogen auf die Gesamtmasse ist klein, sodass eine Modifikation der Flugzeugparameter nur eine schwache Änderung der maximalen Flächenbelastung hervorruft.

4.1.4. Massenabschätzung und Modellierung der Aerodynamik

In diesem Abschnitt sollen die Abschätzung der Widerstands- und Massenwerte beschrieben und die zugrunde liegenden Näherungsformeln aufgezeigt werden. Damit die Aussagekraft der Ergebnisse, insbesondere in Bezug auf die konfigurationsabhängigen Unterschiede, gesteigert werden kann, werden dabei neben den Widerstandsanteilen aller Einzelkomponenten ebenfalls Interferenzwiderstände angenähert sowie die Flügeffizienz modelliert. Die Strukturmassenanteile der einzelnen Kompo-

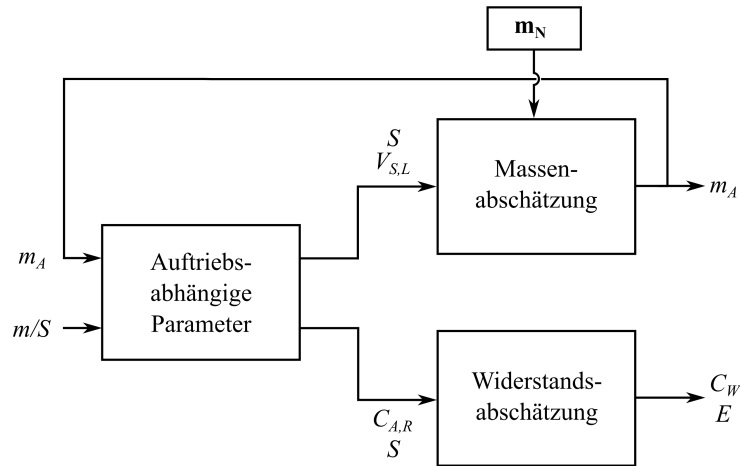


Abbildung 4.4.: Iterative Abschätzung der Massen und Widerstände

nenten werden im Rahmen dieser Arbeit in Abhängigkeit von der maximalen Abflugmasse bzw. der Landmasse abgeschätzt. Zusätzlich hängen die einzelnen Anteile des Widerstandsbeiwerts von der Flügelfläche ab und für den induzierten Widerstand wird der Auftriebsbeiwert benötigt, der wiederum von der Gesamtmasse abhängt. Aus diesen Gründen ist die Abschätzung der Massen- und Widerstände nur durch einen iterativen Prozess möglich, der beendet wird, sobald sich zwischen zwei Iterationsschritten eine Änderung der maximalen Abflugmasse von $\Delta m_A < 0,01 \text{ kg}$ ergibt. Abbildung 4.4 verdeutlicht dies.

Auftriebsabhängige Parameter

Zunächst müssen fundamentale Parameter berechnet werden, die sich durch einen geforderten Auftrieb im stationären Horizontalflug ergeben und die einen Einfluss auf die Widerstände und Massen haben. Im ersten Iterationsschritt werden für die Berechnung dieser Parameter zunächst Schätzungen für die maximale Abflugmasse und die verbrauchte Kraftstoffmasse genutzt. In den nächsten Schritten werden dann entsprechend die Werte des vorherigen Iterationsschrittes berücksichtigt. Mit der maximalen Flächenbelastung, die sich durch die Landstreckenbetrachtung ergibt (vgl. Abschnitt 4.1.3), kann die Flügelfläche bestimmt werden, die sich dann gemäß

$$S = \frac{m_A}{\left(\frac{m}{S}\right)} \quad (4.8)$$

errechnen lässt. Der benötigte Auftriebsbeiwert, der sich mithilfe dieser Flügelfläche ergibt, wird aus der Forderung, dass der Auftrieb die Gewichtskraft kompensieren muss, abgeleitet. Der mittlere Auftriebsbeiwert im Reiseflug ergibt bei Annahme eines stationären Horizontalfluges

$$C_{A,R} = \frac{\left(m_A - \frac{1}{2} \cdot m_K\right) \cdot g}{\frac{1}{2} \rho \cdot V_R^2 \cdot S}. \quad (4.9)$$

Des Weiteren kann die Überziehgeschwindigkeit V_S errechnet werden, die beispielsweise für (4.51) benötigt wird. Sie ist definiert als die minimal erfliegbare Geschwindigkeit, bevor der Strömungsabriss am Flügel einsetzt. Mithilfe des maximalen Auftriebsbeiwerts ergibt sich

$$V_S = \sqrt{\frac{m \cdot g}{\frac{1}{2} \rho \cdot C_{A,max} \cdot S}} \quad (4.10)$$

Dabei werden die Überziehgeschwindigkeiten für die Reiseflugkonfiguration sowie für den Start und die Landung bestimmt. Dazu müssen lediglich die maximalen Auftriebsbeiwerte gemäß (4.2) angepasst und entsprechende zugehörige Flugzeuggesamtmassen eingesetzt werden. Näheres zur Konfiguration während des Startvorganges wird in Abschnitt 4.1.6 beschrieben.

Widerstände

Anschließend können die Widerstände aller Einzelkomponenten sowie der globale Widerstandsbeiwert mit Näherungsformeln abgeschätzt werden. Dabei werden ferner die folgenden Vereinfachungen angenommen:

- Die einzelnen Komponentenwiderstände werden durch Abschätzungsformeln nach [48] angenähert. Dabei wird ein Ansatz in Analogie zur Theorie der ebenen Platte verfolgt. Demnach wird angenommen, dass alle Komponenten eine stromlinienförmige Geometrie aufweisen. Der Reibungswiderstand jeder Komponente wird dann wie bei einer ebenen Platte über einen Reibungsbeiwert (s. Abschnitt A.1 im Anhang für weitere Informationen) berechnet, der sich durch die Reynoldszahl

$$Re = \frac{V_R \cdot l_{ref}}{\nu}, \quad (4.11)$$

bezogen auf eine komponentenabhängige Referenzlänge l_{ref} sowie einen Rauigkeitswert, der hier als $k_S = 0,1$ mm angenommen wird, ergibt. Da Einflüsse von Grenzschichteffekten und der Dicke durch die Analogie der ebenen Platte unberücksichtigt bleiben, müssen diese durch die Nutzung von Formkorrekturfaktoren einbezogen werden.

- Es wird davon ausgegangen, dass der Reiseflug auf Meeresniveau und in der Normatmosphäre durchgeführt wird. Dies erscheint sinnvoll, da das unbemannte Fluggerät in einer Flughöhe von unter 150 m operieren soll. Die Atmosphärendaten werden folglich der Standardatmosphäre [21] für eine Höhe auf Meeresniveau entnommen.
- Die Widerstandsbeiwerte werden unter Reiseflugbedingungen errechnet. Mit Ausnahme des induzierten Widerstandes und des zusätzlichen Fahrwerkswiderstandes werden zur Betrachtung der Start- und Landestrecken keine weiteren Anpassungen der Widerstände vorgenommen. Dies resultiert zum einen in einer Vernachlässigung des Effektes, der sich durch die Veränderung der Reynoldszahl ergibt. Da die Fluggeschwindigkeiten beim Start und während der Landung geringer sind, würde dies eigentlich eine geringere Reynoldszahl und damit eine leichte Erhöhung des Reibungswiderstandes nach sich ziehen. Zum anderen wird dadurch auch die inkrementelle Druckwiderstandserhöhung vernachlässigt, die sich durch eine Vergrößerung der Stirnflächen aller Komponenten aufgrund des vergrößerten Anstellwinkels einstellt.

- Letztlich werden Kompressibilitätseffekte vernachlässigt. Mit der vorgegebenen Reisefluggeschwindigkeit von $V_R = 200 \text{ km/h}$ und der Schallgeschwindigkeit auf Meeresniveau ergibt sich eine Machzahl gemäß

$$Ma = \frac{V_R}{a}, \quad (4.12)$$

die bei $Ma_R \approx 0,16$ liegt. Allerdings haben Kompressibilitätseffekte laut [41] ohnehin erst ab einer Machzahl größer als 0,3 einen bemerkbaren Einfluss auf die Strömung.

Der Gesamtwiderstandsbeiwert im Reiseflug setzt sich demnach zusammen aus einem auftriebsunabhängigen Anteil, der durch den Nullwiderstand C_{W0} beschrieben wird, sowie dem auftriebsabhängigen induzierten Widerstand $C_{Wi,R}$:

$$C_{W,R} = C_{W0} + C_{Wi,R} \quad (4.13)$$

Der Nullwiderstandsbeiwert enthält alle Komponenten des parasitären Widerstands. Im Rahmen dieser Arbeit werden dabei der Rumpfwiderstand, der Widerstand aller Flügel, der Widerstand, der sich beim Boxwing aus der Interferenz zwischen Flügeln und Vertikalfügeln ergibt, der Triebwerkswiderstand sowie die Widerstände der Leitwerke und der Leitwerksarme berücksichtigt. Dazu werden ebenfalls die Interferenzwiderstände zwischen Flügel und Rumpf, Flügel und Triebwerken, Rumpf und Leitwerken als auch zwischen Flügel und Canard beachtet. Für den Nullwiderstandsbeiwert ergibt sich damit

$$\begin{aligned} C_{W0} = & C_{W,Rumpf} + C_{W,Flügel} + C_{W,Int,F-VF} + C_{W,Twk} + C_{W,HLW} + C_{W,SLW} \\ & + C_{W,Arme} + C_{W,Int,F-R} + C_{W,Int,F-Twk} + C_{W,Int,R-LW} + C_{W,Int,F-C}. \end{aligned} \quad (4.14)$$

Abhängig vom betrachteten Flugzeugtyp können entsprechend einzelne Widerstandsanteile entfallen, die dann im Rahmen der Flugleistungsbetrachtungen im Vornherein zu Null gesetzt werden.

Rumpfwiderstand: Die Widerstandsabschätzung für den Rumpf gemäß [48] erfordert zunächst die Bestimmung eines äquivalenten Rumpfdurchmessers. Dieser entspricht dem Durchmesser, der zu einer Rumpfquerschnittsfläche führt, die identisch mit der des quadratischen ALAADy-Rumpfes ist:

$$d_{Rumpf,eff} = \sqrt{\frac{4\pi}{b_{Rumpf} \cdot h_{Rumpf}}} \quad (4.15)$$

Der Formkorrekturfaktor, der die Dicken- und Grenzschichteffekte am Rumpf berücksichtigen soll, hängt dabei maßgeblich vom Schlankheitsgrad des Rumpfes $l_{Rumpf}/d_{Rumpf,eff}$ ab und kann gemäß

$$\Theta_{Rumpf} = \frac{2,2}{\left(\frac{l_{Rumpf}}{d_{Rumpf,eff}}\right)^{1,5}} + \frac{3,8}{\left(\frac{l_{Rumpf}}{d_{Rumpf,eff}}\right)^3} \quad (4.16)$$

abgeschätzt werden. Der Widerstandsbeiwert des Rumpfes ist dann näherungsweise gegeben durch

$$C_{W,Rumpf} = \frac{c_{f,Rumpf} \cdot S_{Rumpf} \cdot (1 + \Theta_{Rumpf})}{S}. \quad (4.17)$$

Hierbei muss berücksichtigt werden, dass der Reibungsbeiwert des Rumpfes bei der Reynoldszahl angenähert wird, die sich auf die Rumpflänge bezieht. Die umspülte Oberfläche S_{Rumpf} des quaderförmigen Rumpfes ergibt sich durch grundlegende geometrische Beziehungen.

Flügelwiderstand: Der Flügelwiderstand ergibt sich mithilfe der umspülten Flügelfläche. Während die Flügelreferenzfläche S der gesamten Flügelgrundrissfläche entspricht, muss zur Berechnung der umspülten Flügelfläche, auch als Nettoflügelfläche bezeichnet, der vom Rumpf bedeckte Anteil abgezogen werden, sodass sich die folgende Fläche ergibt:

$$S_{\text{Flügel}} = \begin{cases} S - 2 \cdot l_{\text{Wurzel}} \cdot b_{\text{Rumpf}} & , \text{Doppeldecker/Boxwing} \\ S - l_{\text{Wurzel}} \cdot b_{\text{Rumpf}} & , \text{ansonsten} \end{cases} \quad (4.18)$$

Die Flügelwiderstände des Doppeldeckers und des Boxwings werden hierbei jeweils als eine einzelne Referenzfläche mit gleicher Fläche angenommen. Aus diesem Grund muss die vom Rumpf bedeckte Fläche zweimal abgezogen werden. Der Korrekturfaktor für den Flügelwiderstand wird durch eine Relation aus [48] berechnet, die ausschließlich von der mittleren Profildicke des Flügels abhängt:

$$\Theta_{\text{Flügel}} = 2,7 \cdot \left(\frac{\delta_{\text{Wurzel}} + \delta_{\text{Spitze}}}{2} \right)^2 + 100 \cdot \left(\frac{\delta_{\text{Wurzel}} + \delta_{\text{Spitze}}}{2} \right)^4 \quad (4.19)$$

Der Flügelprofilwiderstand ergibt sich dann unter Berücksichtigung des Korrekturfaktors sowie des auf die mittlere Profiltiefe bezogenen Reibungsbeiwerts und vor dem Hintergrund, dass sowohl Flügelober- als auch -unterseite zum Widerstand beitragen zu

$$C_{W,\text{Flügel}} = 2 \cdot c_{f,\text{Flügel}} \cdot \left(1 + \Theta_{\text{Flügel}} \cdot \cos(\varphi)^2 \right) \cdot \frac{S_{\text{Flügel}}}{S}. \quad (4.20)$$

Im Falle des Boxwings wird das gleiche Vorgehen ebenfalls für die Vertikalflügel durchgeführt. Letztlich muss ebenfalls der Interferenzwiderstand zwischen den beiden Flügeln und den Vertikalflügeln berücksichtigt werden. Als erste Abschätzung wird dafür ein Vergleichswiderstandsbeiwert aus [19] zu Rate gezogen. In dieser Sammlung experimenteller Daten wird der Widerstandsbeiwert einer abgerundeten Kante bezogen auf das Quadrat der lokalen Profiltiefe als $C_{W,Kante} \approx 0,0005$ angegeben. Mit der lokalen Profiltiefe, die hier der Flügelprofiltiefe entspricht, ergibt sich für den Interferenzwiderstand

$$C_{W,\text{Int},F-VF} = \frac{4 \cdot l_{\text{Spitze}}^2 \cdot C_{W,Kante}}{S} \quad (4.21)$$

insgesamt für alle vier Kanten des nicht planaren Flügelsystems. Beim Boxwing werden der Flügelwiderstand und der Vertikalflügelwiderstand im Flügelwiderstandsbeiwert zusammengefasst.

Leitwerkswiderstand: Der Höhenleitwerkswiderstand besteht einerseits aus einer auftriebsunabhängigen Komponente, die sich aufgrund des Flügelprofils ergibt, und andererseits aus einer auftriebsabhängigen Komponente, die aufgrund der Auf- bzw. Abtriebsgenerierung des Höhenleitwerks zum Zwecke der Trimmung induziert wird. Der Gesamthöhenleitwerkswiderstand wird nach [48] folgendermaßen abgeschätzt:

$$C_{W,HLW} = \left[\underbrace{c_{f,HLW} \left(1 + 2,75 \cos(\varphi_{HLW})^2 \delta_{HLW} \right)}_{\text{Profilwiderstand}} + \underbrace{\frac{0,33 \cdot C_{A,HLW}^2}{\cos(\varphi_{HLW})^2 \pi \Lambda_{HLW}}}_{\text{Induzierter Widerstand}} \right] \cdot \frac{S_{HLW}}{S} \quad (4.22)$$

Dabei entspricht die Profildicke des Höhenleitwerks der mittleren Profildicke, die sich durch Mittelwertbildung der Werte für die Wurzel und die Spitze

$$\delta_{HLW} = \frac{\delta_{HLW,Wurzel} + \delta_{HLW,Spitze}}{2} \quad (4.23)$$

ergibt. Der Seitenleitwerkswiderstand enthält lediglich die Profilwiderstandskomponente, die auf gleiche Weise abgeschätzt wird:

$$C_{W,SLW} = c_{f,SLW} \left(1 + 2,75 \cdot \cos(\varphi_{SLW})^2 \cdot \delta_{SLW} \right) \cdot \frac{S_{SLW}}{S} \quad (4.24)$$

Die Profildicke des Seitenleitwerks kann dabei analog zum Höhenleitwerk nach (4.23) berechnet werden.

Im Falle des Doppelleitwerksträgers wird das invertierte V-Leitwerk, wie bereits in Abschnitt 4.1.1 beschrieben, in zwei äquivalente Anteile aufgeteilt, deren Widerstandsbeiwerte entsprechend gemäß (4.22) und (4.24) abgeschätzt werden. Darüber hinaus wird noch der Anteil für die Leitwerksarme nötig, der sich wie für den Rumpf berechnen lässt und für beide Leitwerksarme insgesamt

$$C_{W,Arme} = 2 \cdot \frac{c_{f,Arme} \cdot S_{Arme} \cdot (1 + \Theta_{Arme})}{S} \quad (4.25)$$

ergibt. Der Korrekturfaktor ergibt sich für den Schlankheitsgrad der Leitwerksarme l_{Arme}/d_{Arme} folglich nach (4.16).

Triebwerkswiderstand: Der Triebwerkswiderstand wird aufgrund der ebenfalls rotationssymmetrischen Form auf die gleiche Weise berechnet. Unter Berücksichtigung der Gesamtanzahl der Triebwerke N_{Twk} liefert dies

$$C_{W,Twk} = N_{Twk} \cdot \frac{c_{f,Twk} \cdot S_{Twk} \cdot (1 + \Theta_{Twk})}{S} \quad (4.26)$$

als Gesamtwiderstandsbeiwert. Während alle anderen Konfigurationen mit zwei Triebwerken ausgestattet sind, ist beim Doppelleitwerksträger der Propeller in Druckkonfiguration hinter dem Rumpf angeordnet und die Triebwerksgondel entfällt damit. Bei diesem Flugzeug wird der Triebwerkswiderstand aus diesem Grund zu Null gesetzt.

Flügel-Rumpf-Interferenzwiderstand: Bei der Betrachtung des Flügel-Rumpf-Interferenzwiderstandes sollen zwei Anteile betrachtet werden. Zum einen führt die Integration des Flügels in den Rumpf zu einer Änderung der Zirkulationsverteilung, die in einer Vergrößerung des induzierten Widerstandes resultiert. Dies ist insbesondere der Fall, wenn der Flügel mit einem Einstellwinkel eingebaut wird. Da im Rahmen dieser Untersuchungen davon ausgegangen wird, dass der Flügel derart eingebaut ist, dass der mittlere Auftriebsbeiwert bei einem Rumpfanstellwinkel von 0° erreicht wird, muss dieser Anteil in den Abschätzungen berücksichtigt werden. Dieser Anteil findet allerdings im Rahmen der Flügeffizienzabschätzung (s. (4.33)) Berücksichtigung und wird daher hier nicht weiter betrachtet. Zum anderen führt der Flügel-Rumpf-Übergang zu einer Grenzschichtverdickung und damit zu einer Beschleunigung der dortigen Strömung [48]. Dies resultiert in einem Interferenzwiderstand durch viskose Effekte. Dieser Anteil wird gemäß [48] folgendermaßen abgeschätzt:

$$C_{W,Int,F-R} = \frac{1,5 \cdot c_{f,Flügel} \cdot l_{Wurzel} \cdot l_{F-R} \cdot \cos(\varphi)^2}{S} \quad (4.27)$$

Dabei hängt die Erhöhung des induzierten Widerstandes aufgrund der Änderung der Zirkulationsverteilung am Flügel vom Verhältnis zwischen den Rumpf- und Flügelabmessungen ab. Der Parameter l_{F-R} stellt die Schnittkurvenlänge von Flügelwurzel und Rumpf dar und wird vereinfachend zu $4,5 \cdot l_{Wurzel}$ gesetzt, was üblichen Werten für Mitteldecker entspricht [48]. Aufgrund der quaderartigen Rumpfform wird dabei davon ausgegangen, dass dieser Wert in diesem Fall sowohl für die konventionelle Konfiguration und das Entenflugzeug als Tiefdecker als auch für den Doppelleitwerksträger als Hochdecker ähnlich ist.

Flügel-Triebwerk-Interferenzwiderstand: Die Triebwerksintegration in den Flügel führt bei geringen Anstellwinkeln zu einer Verringerung des Flügelauftriebs an den entsprechenden Stellen, wodurch die Zirkulationsverteilung verändert wird. Dieser Beitrag soll durch die folgende Relation aus [48] erfasst werden:

$$C_{W,Int,F-Twk} = \frac{N_{Twk} \cdot K_{ft} \cdot A_{Twk}}{S} \quad (4.28)$$

Hierbei stellt A_{Twk} die Triebwerksstirnfläche dar. Der Faktor K_{ft} wird als 0,004 angenommen, was üblichen Werten für Tiefdecker entspricht [48]. Dies ist für den Doppeldecker gültig, da die Triebwerke am unteren Flügel angebracht sind. Aufgrund der Triebwerksintegration jenseits der Flügel beim Doppelleitwerksträger und beim Boxwing wird der Flügel-Triebwerk-Interferenzwiderstand bei diesen Konfigurationen zu Null gesetzt.

Rumpf-Leitwerk-Interferenzwiderstand: Für die Modellierung des Rumpf-Leitwerk-Interferenzwiderstandes werden Näherungswerte aus [19] genutzt. Dabei werden die gesamten Leitwerke betrachtet und die Interferenzwiderstände mit dem Rumpf sowie die selbst erzeugten Interferenzwiderstände als Verhältnis K_{rlw} zum Gesamtleitwerkswiderstand angegeben. Dies ergibt für die unterschiedlichen Konfigurationen die folgenden Abschätzungen:

$$C_{W,Int,R-LW} = K_{rlw} \cdot \begin{cases} (C_{W,HLW} + 1/2 \cdot C_{W,SLW}) & , \text{Entenflz., } K_{rlw} = 0,03 \\ (C_{W,HLW} + C_{W,SLW}) & , \text{Doppelleitw., } K_{rlw} = 0,03 \\ (C_{W,SLW} + 1/2 \cdot C_{W,Flügel}) & , \text{Boxwing, } K_{rlw} = 0,05 \\ (C_{W,HLW} + C_{W,SLW}) & , \text{ansonsten, } K_{rlw} = 0,05 \end{cases} \quad (4.29)$$

Beim Doppelleitwerksträger ergibt dies einen zusätzlichen Interferenzwiderstand infolge des V-Leitwerks von 3% [19]. Das Entenflugzeug ist mit zwei voneinander getrennten Leitwerken ausgerüstet, wofür in der Form keine Werte zu finden waren. Zur Vereinfachung wird daher das Seitenleitwerk als ein halbes V-Leitwerk angenommen, was die in (4.29) aufgezeigte Abschätzung ergibt. Beim Boxwing weist der hintere Seitenleitwerk-Flügel-Übergang eine T-Leitwerkähnliche Struktur auf. Die Widerstandserhöhung wird als ungefähr 5% des Widerstandes des Seitenleitwerks und des hinteren Flügels abgeschätzt. Insbesondere durch den größeren Flügelwiderstand ist dies ein relativ großer Wert. Da allerdings der hintere Flügel bei deutlich größeren Auftriebsbeiwerten operiert als ein Höhenleitwerk, wird hier davon ausgegangen, dass diese Abschätzung akzeptabel ist. Das konventionelle Drachenflugzeug und der Boxwing haben ein konventionelles Leitwerk, was in einem Interferenzwiderstand von ungefähr 5% resultiert [19].

Der Interferenzwiderstand, der beim Doppelleitwerksträger infolge der Leitwerksarme wirksam ist, wird hier aus zwei Gründen vernachlässigt. Erstens sind die Leitwerksarme nahe der Flügelhinterkante angebracht und weisen einen verhältnismäßig kleinen Durchmesser auf, weswegen der Interferenzwiderstand mit dem Flügel als gering eingeschätzt werden kann. Zweitens wurde der Rumpf-Leitwerk-Interferenzwiderstand wie bei den anderen Konfigurationen abgeschätzt, obwohl das invertierte V-Leitwerk nicht am Rumpf angebracht ist. Es wird hier angenommen, dass dieser Anteil die Vernachlässigung des durch die Leitwerksarme erzeugten Interferenzwiderstands kompensieren kann.

Flügel-Canard-Interferenzwiderstand: Im Falle des Entenflugzeugs erfordert der gegenseitig induzierte Widerstand zwischen dem vorne angeordneten Auftrieb erzeugenden Canard und dem Hauptflügel eine besondere Beachtung. Während diese Anordnung eine potenzielle Reduktion des Haupt-

flügelauftriebs und damit den durch den Hauptflügel induzierten Widerstand ermöglicht, geht damit auch ein entscheidender Nachteil einher. Der Hauptflügel operiert beim Entenflugzeug im Abwindfeld des Canards, wodurch seine Effizienz verringert wird. Damit bis zum Strömungsabriss ein größerer Auftriebsbeiwert des Canards realisiert werden kann als am Hauptflügel, wird eine Auslegung des Canards mit einem hohen Auftriebsanstieg und damit mit einer großen Streckung nötig. Die dafür erforderliche große Spannweite des Canards führt allerdings zusammen mit dem hohen Auftriebsbeiwert zu einem großen mit dem Hauptflügel gegenseitig induzierten Widerstand. Bei Drachenkonfigurationen ist sowohl die Spannweite als auch der Auftriebsbeiwert des Höhenleitwerks deutlich kleiner als die des Hauptflügels, sodass der gegenseitig induzierte Widerstand zu vernachlässigen ist.

Der gegenseitig induzierte Widerstand von zwei Flügeln, zwischen denen kein vertikaler Abstand liegt, kann laut [25] durch die Theorie von Mehrtragflächen bestimmt werden. Für den Fall eines Canards (Index C) und eines Hauptflügels ergibt sich dabei

$$C_{W,Int,F-C} = 2 \cdot \frac{\sigma}{e} \cdot \left(\frac{b_C}{b} \right) \frac{C_{A,C} \cdot C_{A,R}}{\pi \cdot \Lambda}, \quad (4.30)$$

wobei der Faktor für den gegenseitig induzierten Widerstand angenähert werden kann durch

$$\frac{\sigma}{e} \approx \frac{1}{2} \left(\frac{b_C}{b} \right) + \frac{1}{8} \left(\frac{b_C}{b} \right)^3 + \frac{1}{16} \left(\frac{b_C}{b} \right)^5. \quad (4.31)$$

Diese Relation geht von der Annahme aus, dass eine konstante Zirkulationsverteilung am Hauptflügel anliegt, die im Falle eines isolierten Flügels nicht gegeben ist. Da allerdings der Hauptflügel im Abwindfeld des Canards operiert, wird der Auftrieb am Hauptflügel innerhalb der Canardspannweite reduziert und außerhalb erhöht. Aus diesem Grund nähert sich die Auftriebsverteilung einer konstanten Verteilung an. Da diese Beziehungen von einer konstanten Zirkulationsverteilung ausgehen, werden diese Veränderungen der Hauptflügelauftriebsverteilung berücksichtigt. Aus diesem Grund sind (4.30) und (4.31) für die Modellierung des gegenseitig induzierten Widerstandes gut geeignet [35].

Beim Boxwing findet der gegenseitig induzierte Widerstand durch einen entsprechenden angepassten Flügelleffizienzfaktor Berücksichtigung. Aus diesem Grund wird an dieser Stelle keine vergleichbare Berechnung nötig.

Induzierter Widerstand: Letztlich muss noch der induzierte Widerstand berechnet werden. Hierbei soll ebenfalls der Einfluss der Trimmung berücksichtigt werden. Da an dieser Stelle noch keine genaueren Betrachtungen bezüglich Stabilitätsaspekten angestellt werden, findet der Trimmwiderstand zunächst Berücksichtigung in Form einer Modifikation des induzierten Widerstandes. Der induzierte Widerstand im Reiseflug wird demnach folgendermaßen berechnet:

$$C_{Wi,R} = \frac{\left(C_{A,R} - C_{A,HLW} \cdot \frac{S_{HLW}}{S} \right)^2}{\pi \Lambda e} \quad \text{bzw. für den Boxwing} \quad C_{Wi,R} = \frac{C_{A,R}^2}{\pi \Lambda e} \quad (4.32)$$

Entsprechend muss der Flügel entsprechend beim konventionellen Flugzeug, dem Doppelleitwerksträger und dem Doppeldecker einen Zusatzauftrieb generieren, um den Abtrieb des Höhenleitwerks auszugleichen. Im Falle des Entenflugzeugs ermöglicht die Auftriebsgenerierung durch den Canard eine Verringerung des Flügelauftriebs und damit auch dessen induzierten Widerstandes. Beim Boxwing wird die Trimmung ebenfalls vom vorderen Flügel übernommen. Da das Flügelsystem bei dieser Konfiguration allerdings als Ganzes betrachtet wird, braucht dieser Einfluss hier nicht berücksichtigt zu werden.

Ein Hauptziel dieser Studie besteht aus der qualitativen Darstellung der konfigurationsabhängigen Unterschiede. Da diese beim Doppeldecker und beim Boxwing hauptsächlich durch die Unterschiede infolge des nicht planaren Flügelsystems herrühren, muss ein besonderes Augenmerk auf der Modellierung der Flügeffizienzen liegen. Aus diesem Grund sollen die Flügeffizienzen ebenfalls mithilfe von Näherungsformeln abgeschätzt und nicht anhand üblicher Werte bestimmt werden. Der Flügeffizienzfaktor kann laut [30] für planare Flügel durch einen theoretisch möglichen Maximalwert bestimmt werden, welcher anschließend durch Korrekturfaktoren angepasst wird:

$$e = e_{theo} \cdot k_{e,F} \cdot k_{e,D0} \cdot k_{e,M} \quad (4.33)$$

Der theoretische Flügeffizienzfaktor ist dabei

$$e_{theo} = \frac{1}{1 + f(\lambda - \Delta\lambda) \cdot \Lambda} \quad (4.34)$$

und hängt von der Streckung Λ und der Zuspitzung λ ab. Die Abweichung von der optimalen Zuspitzung $\lambda - \Delta\lambda$, welche sich in Abhängigkeit von der Flügelpfeilung ergibt, wird dabei folgendermaßen einbezogen:

$$\begin{aligned} f(\lambda) &= 0,0524 \cdot \lambda^4 - 0,15 \cdot \lambda^3 + 0,1659 \cdot \lambda^2 - 0,0706 \cdot \lambda + 0,0119 \\ \Delta\lambda &= -0,357 + 0,45 \cdot \exp(0,0375 \cdot \varphi) \end{aligned} \quad (4.35)$$

Die in (4.33) aufgezeigten Korrekturen betreffen die Veränderung der Zirkulationsverteilung aufgrund des Rumpfeinflusses ($k_{e,F}$), den Einfluss des Nullwiderstandes ($k_{e,D0}$) sowie den Kompressibilitätseinfluss ($k_{e,M}$). Die einzelnen Faktoren ergeben sich durch:

$$\begin{aligned} k_{e,F} &= 1 - 2 \cdot (d_{Rumpf,eff}/b) \\ k_{e,D0} &= 0,804 \mid 0,864 \\ k_{e,M} &= 1 \end{aligned} \quad (4.36)$$

Gemäß [30] hängt der Faktor $k_{e,D0}$ vom Flügelnullwiderstand ab und ist von der Flugzeugkategorie abhängig. Im Rahmen dieser Arbeit ergeben sich die Unterschiede durch die Triebwerksintegration. Aus diesem Grund wird für die Flugzeugkonfigurationen mit integrierten Triebwerken am Flügel in erster Näherung der Wert 0,804 gewählt, während für die Flugzeuge, dessen Triebwerke jenseits der Flügel angebracht sind, 0,864 gewählt wird. Wie bereits eingangs erwähnt, können Kompressibilitätseffekte im Geschwindigkeitsbereich, in dem das ALAADy-Fluggerät operieren soll, vernachlässigt werden. Infolgedessen wird $k_{e,M}$ zu 1 gesetzt.

Die nicht planaren Flügelsysteme des Doppeldeckers und des Boxwings werden als ein äquivalenter einzelner Flügel betrachtet. Die Besonderheiten, die sich aufgrund der Nichtplanarität der Flügel ergeben, werden dabei in den Flügeffizienzfaktor einbezogen. Der Flügeffizienzfaktor des Doppeldeckers wird mithilfe von Beziehungen aus [32] errechnet. Demnach ergibt er sich im Verhältnis zu einem einzelnen Referenzflügel mit gleicher Streckung und Spannweite nach

$$e_{bi} = e_{ref} \cdot \frac{2.1 + 7.4 \cdot \left(\frac{h}{b}\right)}{2.05 + 3.04 \cdot \left(\frac{h}{b}\right)} \quad (4.37)$$

Die gegenseitigen Beeinflussungen der einzelnen Flügel, die zu einer Vergrößerung des induzierten Widerstandes verglichen zu zwei isolierten Flügeln führen, sowie Auf- und Abwindeinflüsse sind in dieser Relation begriffen und hängen ausschließlich vom relativen vertikalen Abstand der Flügel

ab. Für den Boxwing kann eine vergleichbare Beziehung aus [40] genutzt werden:

$$e_{box} = e_{ref} \cdot \frac{0.44 + 2.291 \cdot \left(\frac{h}{b}\right)}{0.44 + 0.9594 \cdot \left(\frac{h}{b}\right)}. \quad (4.38)$$

Der Vergleich von (4.37) und (4.38) zeigt, dass der Boxwing dank der Vertikalflügel höhere Flügeleffizienzfaktoren erreichen kann als der Doppeldecker und sein Potenzial zur Reduktion des induzierten Widerstandes damit noch größer ist.

Mit allen in diesem Abschnitt aufgezeigten Näherungsformeln kann nun der Widerstandsbeiwert im Reiseflug nach (4.13) errechnet werden. Die Reisefluggleitzahl ergibt sich anschließend als das Auftriebs-Widerstands-Verhältnis:

$$E_R = \frac{C_{A,R}}{C_{W,R}} \quad (4.39)$$

Im Anschluss an die Abschätzungen der auftriebsabhängigen Parameter sowie aller Widerstandsanteile müssen nun die Massen der Flugzeugkonfigurationen ermittelt werden.

Massen

Die Abschätzung der Massen erfolgt größtenteils durch die Nutzung der in [33] veröffentlichten Vorentwurfsformeln. Darin werden drei Flugzeugkategorien unterschieden - militärische Kampfflugzeuge, große Frachtflugzeuge und Passagierflugzeuge. Für die Abschätzungen, die im Folgenden vorgestellt werden, werden die Abschätzungen der Passagierflugzeuge für auftriebserzeugende Komponenten genutzt, da sie von der Größe her eher mit dem ALAADy-Fluggerät übereinstimmen. Da sich die erforderliche Innenausstattung sowie die Auslegung des Rumpfes und der Fahrwerke des ALAADy-Fluggerätes eher mit denen der Frachtflugzeuge deckt, werden die entsprechenden Näherungen verwendet. Die hier genutzten Formeln stammen aus dem amerikanischen Raum. Aus diesem Grund muss das amerikanische Einheitensystem verwendet werden. Folglich ergeben sich die Massen in Pfund. Zur Abschätzung der Massen müssen Längen in Fuß, Flächen in Quadratfuß, Geschwindigkeiten in Meilen pro Stunde und Volumeneinheiten in Gallonen eingesetzt werden. Insgesamt ergibt sich die maximale Abflugmasse zu

$$m_A = m_{Struktur} + m_{Ausrüstung} + m_{Notlandesystem} + m_N + m_K + m_{K,Res}. \quad (4.40)$$

Sie kann untergliedert werden in die Strukturmasse, die Masse der Ausrüstung, die Masse, die stellvertretend für ein passives Notlandesystem bereitgestellt wird, die Nutzmasse sowie die verbrauchte Kraftstoffmasse und einen Anteil für den Reservekraftstoff.

Masse des Notlandesystems: Die Ausarbeitung eines passiven Notlandesystems wird im Rahmen des Projektes ALAADy gefordert. Dies ist allerdings nicht Teil dieser Masterarbeit. Damit die Möglichkeit der Integration eines solchen System in das ALAADy-Fluggerät allerdings bereits im Rahmen der Vorauslegung in Erwägung gezogen wird, wird pauschal eine Masse des Notlandesystems von

$$m_{Notlandesystem} = 50 \text{ kg} \quad (4.41)$$

zur Verfügung gestellt. Für Starrflüglerkonfigurationen bietet sich prinzipiell ein Fallschirmsystem an, dessen Masse die gewählte Masse für das Notlandesystem voraussichtlich nicht übertreffen sollte.

Nutzmasse: Die Nutzmasse ist entsprechend der im Projekt ALAADy formulierten Anforderungen an das unbemannte Fluggerät vorgegeben. Dabei sollen eine Nutzmasse von insgesamt

$$m_N = 1000 \text{ kg} \quad (4.42)$$

transportiert werden, die auf zwei Europalpaletten im Rumpf untergebracht werden soll.

Masse des Reservekraftstoffs: Zusätzlich zur notwendigen Kraftstoffmasse, die für die minimale Reichweite von 600 km erforderlich wird, wird das ALAADy-Fluggerät mit Reservekraftstoff betankt, der 20% der verbrauchten Kraftstoffmasse betragen soll:

$$m_{K,Res} = 0,2 \cdot m_K \quad (4.43)$$

Dieser ist einerseits erforderlich, damit zusätzlicher Kraftstoff für widrige Wettereinflüsse und mögliche Warteschleifen vor dem Landeanflug auf dem Firmengelände von Unternehmen bereitgestellt werden kann. Andererseits wird insbesondere durch den eingeschränkten Flugbetrieb Reservekraftstoff nötig. Infolge der geringen Flughöhe dürften häufige Ausweichmanöver begünstigt werden und vor allem aufgrund der Notwendigkeit des Fluges über unbewohntem Gebiet ist davon auszugehen, dass regelmäßige Umwege nötig werden.

Strukturmasse: In der Strukturmasse werden die Massen aller einzelnen Flugzeugkomponenten zusammengefasst. Diese beinhaltet die Rumpfmasse, die Flügelmasse, die Massen der Leitwerke und der Leitwerksarme, die Massen beider Fahrwerke sowie aller installierten Triebwerke:

$$m_{Struktur} = m_{Rumpf} + m_{Flügel} + m_{HLW} + m_{SLW} + m_{Arme} \\ + m_{Fahrwerk,h} + m_{Fahrwerk,v} + m_{Twk,inst} \quad (4.44)$$

Bei den Flugzeugkonfigurationen mit nicht planaren Flügeln wird entsprechend die Strukturmasse des gesamten Flügelsystems in der Flügelstrukturmasse zusammengefasst. Je nach Flugzeugtyp werden des Weiteren nicht vorhandene Anteile zu Null gesetzt.

Die Rumpfstrukturmasse wird mithilfe der Abschätzungsvorschrift für Frachtflugzeuge, wie sie in [33] vorgeschlagen wird, abgeschätzt. Dabei ergibt sich eine Gesamtmasse (in Pfund) von

$$m_{Rumpf} = 0,328 \cdot K_d K_{Lg} \cdot (m_A n_z)^{0,5} \cdot l_{Rumpf}^{0,25} \cdot S_{Rumpf}^{0,302} \cdot (1 + K_{ws})^{0,04} \cdot \left(\frac{l_{Rumpf,str}}{b_{Rumpf,str}} \right)^{0,1}, \quad (4.45)$$

die von einer Vielzahl von empirischen Faktoren und geometrischen Rumpfparametern abhängt. Die Rumpfstrukturlänge stellt die Rumpflänge ohne Nase und Heck dar. Sie wird hier auf $l_{Rumpf,str} \approx 6 \text{ m}$, bzw. $l_{Rumpf,str} \approx 4,5 \text{ m}$ beim Doppelleitwerksträger, geschätzt. Die Rumpfstrukturbreite wird dazu nach Abzug der Verkleidung als $l_{Rumpf,str} \approx 1,6 \text{ m}$ angenommen. Der Faktor K_d berücksichtigt die Bauweise der Frachtraumtür. Für alle Flugzeugkonfigurationen wird eine hintere bzw. vordere Halbschalentür vorausgesetzt, wodurch sich $K_d = 1,12$ ergibt. Ferner gilt $K_{Lg} = 1,12$, da die Fahrwerke direkt am Rumpf angebracht sind. Darüber hinaus hat auch das maximale Lastvielfache n_z , das ungefähr 150% des Grenzbeschleunigungsfaktors beträgt, einen Einfluss auf die Rumpfmasse. Mit üblichen Werten für den Grenzbeschleunigungsfaktor von Frachtern erhält man $n_z = 1,5 \cdot 2,5$ [33]. Der Faktor K_{ws} charakterisiert die notwendige Rumpfverstärkung, die infolge der Flügelintegration nötig wird. Diese hängt folglich von Rumpf- sowie Flügelparametern ab:

$$K_{ws} = 0,75 \cdot \frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda} \cdot \frac{b \cdot \tan(\varphi)}{l_{Rumpf}} \quad (4.46)$$

Die Flügelstrukturmasse ergibt sich entsprechend der Näherungsvorschriften für Passagierflugzeuge [33]. Sie hängt nur vom maximalen Lastvielfachen, der maximalen Abflugmasse und Flügelparametern ab. Sie kann (in Pfund) als

$$m_{\text{Flügel}} = 0,036 \cdot S^{0,758} \cdot (m_A n_z)^{0,49} \cdot \left(\frac{1}{2} \rho V_R^2\right)^{0,006} \cdot m_K^{0,0035} \cdot \left(100 \frac{\delta}{\cos(\varphi)}\right)^{-0,3} \cdot \left(\frac{\Lambda}{\cos(\varphi)^2}\right)^{0,6} \cdot \lambda^{0,04} \quad (4.47)$$

bestimmt werden. Diese Beziehung zeigt, dass fast alle Flügelparameter einen vergrößernden Effekt auf die Flügelmasse haben. Eine Ausnahme bildet hierbei die mittlere relative Profildicke δ , die entsprechend (4.23) bestimmt wird. Eine Vergrößerung der Profildicke ermöglicht eine Erleichterung der Flügelstruktur. Dieser Einfluss der Profildicke begründet die Wahl eines dickeren Flügelprofils für die nicht planaren Flugzeugkonfiguration zum Zwecke einer Gewichtsverringerung (vgl. Abschnitt 4.1.1). Da dies andererseits mit einer Vergrößerung des parasitären Widerstandes einhergeht, wurde bei den Flugzeugen mit planaren Flügeln darauf verzichtet.

Die Flügelmasse des Doppeldeckers wird durch eine Auswertung von (4.47) für den vorderen sowie den hinteren Flügel bestimmt. Dabei werden beide Teile als einzelner Flügel betrachtet und das Gesamtgewicht durch Summenbildung gefunden.

Im Falle des Boxwings werden ebenfalls die Massen des jeweils vorderen und des hinteren Flügels durch (4.47) bestimmt. Darüber hinaus werden die Massen der Vertikalflügel auf die gleiche Weise abgeschätzt. Dies ist ein konservativer Ansatz, da die Verstärkungen an den Ecken nicht das äquivalente Wurzelbiegemoment aufnehmen müssen wie am Hauptflügel. Dafür bleiben durch (4.47) Einflüsse der V-Stellung vernachlässigt. Es wird hier davon ausgegangen, dass sich diese beiden Fehlereinflüsse in erster Näherung ausgleichen.

Die Strukturmasse der Leitwerke ergeben sich auf ähnliche Weise nach [33]. Die Abschätzungsformeln lauten für das Höhenleitwerk (in Pfund)

$$m_{HLW} = 0,016 \cdot S_{HLW}^{0,896} \cdot (m_A n_z)^{0,414} \cdot \left(\frac{1}{2} \rho V_R^2\right)^{0,168} \cdot \left(100 \frac{\delta_{HLW}}{\cos(\varphi_{HLW})}\right)^{-0,12} \cdot \left(\frac{\Lambda_{HLW}}{\cos(\varphi_{HLW})^2}\right)^{0,043} \cdot \lambda_{HLW}^{0,04} \quad (4.48)$$

und für das Seitenleitwerk (in Pfund)

$$m_{SLW} = 0,073 \cdot S_{SLW}^{0,873} \cdot (1 + 0,2K_v) \cdot (m_A n_z)^{0,376} \cdot \left(\frac{1}{2} \rho V_R^2\right)^{0,122} \cdot \left(100 \frac{\delta_{SLW}}{\cos(\varphi_{SLW})}\right)^{-0,49} \cdot \left(\frac{\Lambda_{SLW}}{\cos(\varphi_{SLW})^2}\right)^{0,357} \cdot \lambda_{SLW}^{0,039} \quad (4.49)$$

Die Näherungsformel für die Seitenleitwerksmasse enthält zusätzlich den Faktor K_v , der eine zusätzliche Verstärkung des Seitenleitwerks vorsieht, falls ein T-Leitwerk Verwendung findet. Da beim Boxwing die Zusammensetzung von hinterem Flügel und Seitenleitwerk einem T-Leitwerk ähnlich ist, wird dabei $K_v = 1$ gesetzt. In allen anderen Fällen verschwindet dieser Term aufgrund der unterschiedlichen Leitwerksbauweise. Beim Boxwing findet die Höhenleitwerksmasse überdies keine Beachtung und wird zu Null gesetzt.

Wie bereits bei der Abschätzung der Widerstände erwähnt, wird das invertierte V-Leitwerk des Doppelleitwerks durch die Berechnung eines äquivalenten Höhen- und eines äquivalenten Seitenleitwerks abgeschätzt. Darüber hinaus müssen die Massen der Leitwerksarme gefunden werden. Gemäß [48] kann die Gesamtmasse (in Kilogramm) beider Arme durch

$$m_{Arme} = N_{Arme} \cdot 0,23 \cdot \sqrt{V_D \cdot \frac{(0,75 \cdot l_{Flügel} + l_{Arme})}{\frac{1}{2}\pi \cdot d_{Arme}}} \cdot S_{Arme}^{1,2} \quad (4.50)$$

abgeschätzt werden. Neben den Parametern der Leitwerksarme wird diese Masse noch anhand der Geschwindigkeit V_D dimensioniert. Dabei handelt es sich um die strukturell bedingte maximal zulässige Geschwindigkeit des Fluggerätes (*Design Diving Speed*). Bei einer Überschreitung dieser Geschwindigkeit ist die strukturelle Unversehrtheit des Fluggerätes nicht mehr gewährleistet. Als erste Näherung wird für diese Geschwindigkeit $V_D = 1,5 \cdot V_R$ angenommen [33].

Für die Berechnung der Hauptfahrwerksmasse von Frachtflugzeugen ergibt sich laut [33] die Beziehung (in Pfund)

$$m_{Fahrwerk,h} = 0,0106 \cdot K_{mp} \cdot m_L^{0,888} \cdot n_L^{0,2} \cdot l_{Fahrwerk,h}^{0,4} \cdot N_{mw}^{0,321} \cdot N_{mss}^{-0,5} \cdot V_{S,L}^{0,1}, \quad (4.51)$$

in der ein konventionelles Fahrwerk ($K_{mp} = 1,0$) mit insgesamt zwei Reifen ($N_{mw} = 2$) und zwei Dämpfungssäulen ($N_{mss} = 2$) betrachtet wird. Wie bereits erwähnt, sind die Längen des hinteren Fahrwerks $l_{Fahrwerk,h}$ und des vorderen Fahrwerks $l_{Fahrwerk,v}$ zu 0,75 m gesetzt. Ferner beinhaltet die Gleichung die Überziehggeschwindigkeit in Landekonfiguration und $V_{S,L}$ und das maximale Lastvielfache während der Landung. Da es sich hier um ein unbemanntes Transportflugzeug handelt und folglich der Passagierkomfort keine Rolle spielt, kann ein großer Wert gewählt werden. Im Sinne einer konservativen Fahrwerksauslegung wird hierbei ein maximaler Wert von $n_L \approx 5$ angenommen. Die maximale Landemasse m_L ergibt sich nach Abzug der geschätzten Kraftstoffmasse.

Die Masse des vorderen Fahrwerks (in Pfund) ergibt sich auf ähnliche Weise gemäß [33] zu

$$m_{Fahrwerk,v} = 0,032 \cdot K_{np} \cdot m_L^{0,646} \cdot n_L^{0,2} \cdot l_{Fahrwerk,v}^{0,5} \cdot N_{nw}^{0,45}. \quad (4.52)$$

Dabei werden keine Dämpfungssäulen vorgesehen. Das vordere Fahrwerk ist ebenfalls als konventionelles Fahrwerk ausgeführt und enthält einen Reifen, wodurch sich $K_{np} = 1,0$ und $N_{nw} = 1$ folgern lassen.

Die Abschätzung des Triebwerksgewichtes erfordert eine Berücksichtigung der Triebwerksgröße und der installierten Triebwerksleistung. Eine Vergrößerung der Leistung oder des Propellerdurchmessers hat prinzipiell eine Vergrößerung der Triebwerksmasse zur Folge. Da die Triebwerke in diesem Fall aber mit Ausnahme des Doppelleitwerksträgers die gleiche Größe aufweisen, soll an dieser Stelle nur die Triebwerksleistung Beachtung finden. Die Masse eines einzelnen isolierten Triebwerks wird entsprechend durch die einfache Relation (in Kilogramm)

$$m_{Twk} = \frac{P}{K_t \cdot N_{Twk}} = \frac{P_{inst} + \Delta P_S}{K_t \cdot N_{Twk}} \quad (4.53)$$

abgeschätzt. Hierbei setzt sich die Gesamtleistung der Triebwerke aus dem durch den Reiseflug geforderten minimalen Leistungsbedarf P_{inst} und zusätzlicher Leistung ΔP_S , falls sie für die Einhaltung der Startstrecke benötigt wird, zusammen. Der Faktor K_t beschreibt dabei das Leistungs-Massen-Verhältnis der Triebwerke. Basierend auf üblichen Werten von derzeit genutzten Turboproptriebwerken [4] wird ein mittlerer Wert von $K_t = 3,5$ kW/kg genutzt. Die Gesamtmasse (in Pfund) aller

installierten Triebwerke ergibt sich dann zu

$$m_{Twk,inst} = 2,575 \cdot m_{Twk}^{0,922} \cdot N_{Twk}. \quad (4.54)$$

Hierbei ist die Masse größer als die der isolierten Triebwerke, da die zusätzliche Gondel- und Pylonmasse zum Tragen kommen.

Masse der Ausrüstung: Schließlich soll noch die Masse der Ausrüstung abgeschätzt werden. Aufgrund der Anwendung des ALAADy-Fluggerätes können der Großteil üblicher Ausrüstungen wie beispielsweise die Kabinenausstattung, hydraulische Systeme oder das Enteisungssystem entfallen. Insgesamt ergibt sich die Masse der Ausrüstung zu

$$m_{Ausrüstung} = m_{Elektronik} + m_{Frachtsystem} + m_{Instrumente} + m_{Tanks} + m_{Aktuatoren}. \quad (4.55)$$

Dabei werden die Massen der Elektronik, des Frachtsystems, der Instrumente, der Treibstofftanks und der Aktuatoren einbezogen.

In der Masse der Elektronik (in Kilogramm) werden die Massen aller Batterien, die genutzt werden, um das Betriebssystem zu starten, sowie die Masse der benötigten Verkabelung zusammengefasst:

$$m_{Elektronik} = N_{Batterien} \cdot m_{Batterien} + m_{Kabel} \quad (4.56)$$

Dabei werden zwei Batterien mit Massen von jeweils 25 kg bereitgestellt. Für die Kabel wird ein pauschaler Massenwert von 25 kg angenommen.

Für die Unterbringung der Nutzlast im Rumpf wird entsprechend [33] ein Frachtsystem bereitgestellt, dessen Masse (in Pfund) durch

$$m_{Frachtsystem} = 2,4 \cdot S_{Frachtraum} \quad (4.57)$$

abgeschätzt wird. Die Aufgabe dieses Frachtsystem besteht einerseits in der Arretierung der Fracht und andererseits darin, ihre Beförderung von der Frachttür bis zum Zielort im Rumpf durch die Nutzung von Schienen zu gewährleisten.

Zur Abschätzung der Masse aller Instrumente kann ebenfalls eine Beziehung für Frachtflugzeuge aus [33] zu Rate gezogen werden. Demnach kann die Instrumentengesamtmasse (in Pfund) durch die Beziehung

$$m_{Instrumente} = 4,509 \cdot K_r \cdot K_{tp} \cdot N_C^{0,541} \cdot N_{Twk} \cdot (l_{Rumpf} + b)^{0,5} \quad (4.58)$$

abgeschätzt werden. Hierbei hängen die empirischen Faktoren K_r und K_{tp} von der Bauart der Triebwerke ab und nehmen in diesem Fall die Werte $K_r = 1,0$ und $K_{tp} = 0,793$ an. Darüber hinaus steht N_C für die Anzahl der Crewmitglieder. Das ALAADy-Fluggerät operiert unbemannt, wodurch allerdings die gesamte Abschätzung zu einer Masse von Null führen würde. Aus diesem Grund wird N_C hier in erster Näherung als 1 angenommen. Diese errechnete Masse soll hierbei die Gesamtmasse der Sensorik und der Computer einschließen.

Die Masse aller Treibstofftanks (in Pfund) lässt sich laut [33] folgendermaßen abschätzen:

$$m_{Tanks} = 2,405 \cdot V_t^{0,606} \cdot \left(1 + \frac{V_i}{V_t}\right)^{-1,0} \cdot \left(1 + \frac{V_p}{V_t}\right) \cdot N_{Tanks} \quad (4.59)$$

Dabei kann das Gesamttankvolumen anhand der mitgeführten maximalen Treibstoffmenge entsprechend

$$V_t = \frac{m_K + m_{K,Res}}{\rho_K} \quad (4.60)$$

berechnet werden. Hierbei werden übliche Werte für die Kraftstoffdichte von Kerosin gewählt, so dass sich $\rho_K = 800 \text{ kg/m}^3$ ergibt. Der gesamte Kraftstoff wird in integralen Tanks, die im Flügel vorgesehen werden, untergebracht, deswegen ist $V_i/V_t = 1$. Äußere versiegelte Tanks werden nicht vorgesehen, woraus $V_p/V_t = 0$ resultiert.

Die Ausschläge der Steuerflächen sowie das Ausfahren der Fahrwerke soll durch Elektromotoren realisiert werden. Dementsprechend wird die Masse aller Aktuatoren (in Kilogramm) abgeschätzt durch die einfache Relation

$$m_{\text{Aktuatoren}} = [2 \cdot (N_{\text{Steuerflächen}} + N_{\text{Fahrwerk}}) + 1] \cdot m_{\text{Elektromotor}}. \quad (4.61)$$

Für jede Steuerfläche sowie jedes Fahrwerk ist die Nutzung von jeweils zwei Elektromotoren vorgesehen. Darüber hinaus soll die Beförderung der Fracht im Rumpf durch einen Elektromotor erleichtert werden. Insgesamt ergeben sich unter Berücksichtigung eines Seitenruders, zweier Höhenruder, zweier Querruder und vierer Klappen eine Gesamtzahl der Steuerflächen von $N_{\text{Steuerflächen}} = 9$. Wie bereits erwähnt, werden drei Fahrwerke genutzt, also ist $N_{\text{Fahrwerk}} = 3$. Für die Masse eines Elektrostellmotors wird im Rahmen dieser Arbeit $m_{\text{Elektromotor}} = 5 \text{ kg}$ angenommen.

4.1.5. Betrachtung des Reiseflugs

Im Anschluss können mit den in Abschnitt 4.1.4 gefundenen Werten für die Flügelfläche sowie allen Widerstandsbeiwerten und Massen weitere Berechnungen hinsichtlich der Reiseflugleistungen durchgeführt werden. Unter Annahme eines stationären Horizontalflugs ergibt sich der erforderliche Triebwerksschub im Reiseflug aus der Forderung, dass dieser den auftretenden Widerstand kompensieren muss, gemäß

$$F_R \approx \frac{1}{2} \rho \cdot V_R^2 \cdot S \cdot C_{W,R}. \quad (4.62)$$

Dabei entspricht die Reisefluggeschwindigkeit V_R der in den Anforderungen des ALAADy-Projektes geforderten Fluggeschwindigkeit von 200 km/h. Daraus ergibt sich eine minimal notwendige Triebwerksleistung, die sich aus dem Produkt der Fluggeschwindigkeit und dem Triebwerksschub ergibt. Darüber hinaus soll im Rahmen dieser Betrachtungen zusätzliche Triebwerksleistung bereitgestellt werden, die unabhängig von der infolge der Startstreckenanforderung benötigten Zusatzleistung ist. Dabei soll sichergestellt sein, dass das ALAADy-Fluggerät zur verbesserten Durchführung von Ausweichmanövern ebenfalls auf zusätzlichen Schub zurückgreifen kann. Dies wird erreicht, indem der Faktor $f_P = 0,75$ eingeführt wird, der sicherstellt, dass die im Reiseflug genutzte Triebwerksleistung P_R maximal 75% der installierten Leistung entspricht. Diese minimale installierte Leistung ohne den potenziell erforderlichen Zusatzanteil für den Startvorgang kann nach

$$P_{\text{inst}} = \frac{1}{f_P} P_R = \frac{1}{f_P} \cdot \frac{F_R}{\eta_{\text{Prop}}} \cdot V_R \quad (4.63)$$

berechnet werden. Hierin ist η_{Prop} der Propellerwirkungsgrad, der einerseits durch mechanische Effekte wie beispielsweise Lagerreibung und andererseits durch Strömungseffekte am Propeller gemindert wird. Unter Vernachlässigung des mechanischen Wirkungsgrades für alle Flugzeugkonfigurationen, kann der Wirkungsgrad näherungsweise durch die an den Propellerblättern induzierten Geschwindigkeiten beschrieben werden. Demnach ist

$$\eta_{Prop} \approx \eta_{i,Prop} = \frac{V_R}{V_R + v_{i,Prop}}. \quad (4.64)$$

Die induzierten Propellergeschwindigkeiten hängen maßgeblich von der Fluggeschwindigkeit, der Propellergeometrie und des vom entsprechenden Propellertriebwerk erzeugten Schubes ab. Laut [43] können diese als

$$v_{i,Prop} = -\frac{V_R}{2} + \sqrt{\left(\frac{V_R}{2}\right)^2 + \frac{F_R/n_{Twk}}{2 \cdot S_{Prop} \cdot \rho}} \quad (4.65)$$

abgeschätzt werden. Die Arbeit, die während des Reiseflugs vom unbemannten Fluggerät verrichtet wird, ergibt sich zu

$$W_R = P_R \cdot t_R = P_R \cdot \frac{R_{min}}{V_R}, \quad (4.66)$$

wobei die mittlere Dauer des Reiseflugs infolge der Anforderungen, die in ALAADy formuliert sind, ungefähr drei Stunden beträgt. Neben der erforderlichen Triebwerksleistung muss ebenfalls die Reichweite bei anfänglich voller Beladung betrachtet werden. Die Reichweitenformel nach *Breguet*, wie sie beispielsweise [33] entnommen werden kann, lautet für propellerbetriebene Triebwerke

$$R = -\frac{\eta_{Prop} \cdot E_R}{b_P} \cdot \ln \left(1 - \frac{m_K}{m_A} \right). \quad (4.67)$$

Dabei wird für den spezifischen Kraftstoffverbrauch, basierend auf üblichen Kennzahlen von Turbo-proprietriebwerken, ein Wert von $b_P = 0,32 \text{ kg/kWh}$ angenommen [44]. Eine Umstellung von (4.67) liefert die minimal erforderliche Kraftstoffmasse

$$m_K \geq m_A \cdot \left[1 - \exp \left(-R_{min} \frac{g \cdot b_P}{\eta_{Prop} \cdot E_R} \right) \right], \quad (4.68)$$

die benötigt wird, damit die Reichweitenforderung an R_{min} eingehalten wird. Da die Modifikation der Kraftstoffmasse und damit einhergehend auch die Änderung der Reservekraftstoffmasse in einer Veränderung der maximalen Abflugmasse resultiert, erfordert die Reiseflugbetrachtung eine erneute Berechnung der Widerstandsbeiwerte und Massen gemäß Abschnitt 4.1.4.

4.1.6. Betrachtung der Startstrecke

Im letzten Schritt findet der Startvorgang Beachtung. Dabei wird ein gewöhnlicher Start mit um 10° ausgeschlagenen Klappen ohne Triebwerksausfall und ohne Berücksichtigung von Windeinflüssen betrachtet. Die Startstrecke setzt sich aus der Startrollstrecke, der Übergangsflugstrecke, in der das Flugzeug einen Übergangsbogen fliegt, und einer Steigstrecke bis zu einer geforderten Höhe zusammen. Die Gesamtstartstrecke lässt sich mit der folgenden Beziehung, die aus [16] entnommen wurde, berechnen:

$$R_S = \underbrace{\frac{\left(\frac{m}{S}\right)}{\rho \left(\frac{F_S}{m_{Ag}} - \mu\right) C_{A2}} \left[1 + \frac{1}{2} \frac{C_{W,r} - \mu \cdot C_{A,r}}{\left(\frac{F_S}{m_{Ag}} - \mu\right) C_{A2}} \right]}_{\text{Startrollstrecke}} + \underbrace{\frac{V_2^2 \frac{F_S}{m_{Ag}} - \frac{C_{W2}}{C_{A2}}}{g \frac{n_{\ddot{U}} - 1}}}_{\text{Übergangsflugstrecke}} + \underbrace{\frac{H_S - H_{\ddot{U}}}{\frac{F_S}{m_{Ag}} - \frac{C_{W2}}{C_{A2}}}}_{\text{Steigstrecke}} \quad (4.69)$$

Grundsätzlich haben die Gleitzahl in der Startkonfiguration, die maximale Flächenbelastung und die Motorisierung einen entscheidenden Einfluss auf die Startstrecke. Während die Flächenbelastung bereits durch die Landestreckenanforderung begrenzt ist und die Gleitzahl vom Flugzeugtyp und den entsprechenden Widerstandskomponenten abhängt und damit nicht beliebig wählbar ist, kann die Startstrecke in einem gewissen Maße durch eine ausreichend große Motorisierung verkürzt werden. Aus diesem Grund bietet es sich an, die Abschätzung der Startstrecke als letzten Berechnungsteil durchzuführen.

Hier wird vereinfachend vorausgesetzt, dass der Triebwerksschub während des gesamten Startvorgangs konstant bleibt. Dies ist gleichbedeutend mit der Vernachlässigung der induzierten Propeller-
geschwindigkeiten und der damit einhergehenden Verringerung des Propellerwirkungsgrades. Der erreichbare Startschub F_S wird dafür mithilfe einer Relation aus [43] angenähert und ergibt sich zu

$$F_S = (2\rho S_{Prop})^{\frac{1}{3}} \cdot (\eta_0 P_{inst})^{\frac{2}{3}}. \quad (4.70)$$

Im Rahmen der Startstreckenabschätzung werden ebenfalls die Auswirkungen der viskosen Effekte und der Rotationen im Propellernachlauf vernachlässigt, sodass in erster Näherung $\eta_0 \approx 0$ angenommen werden kann.

Die Berechnung der Startrollstrecke erfordert die Anpassung einiger Flugzeugparameter derart, dass Bodeneffekte beim Rollen (Index r) berücksichtigt sind. Hierbei wird angenommen, dass sich die effektive Streckung Λ_r um ungefähr 10% bezogen auf die geometrische Streckung erhöht. Darüber hinaus soll der Auftriebsbeiwert beim Rollen $C_{A,r}$ dem optimalen Auftriebsbeiwert beim Rollen entsprechen. Er wird mithilfe einer Beziehung aus [16] abgeschätzt. Letztlich führt der Bodeneffekt ebenfalls zu einer Vergrößerung des Nullwiderstandes $\Delta C_{W0,r}$, welche nach [49] abgeschätzt wird. Die resultierenden Parameter lauten:

$$\begin{aligned} \Lambda_r &= 1,1 \cdot \Lambda \\ C_{A,r} &= \frac{1}{2} \cdot \mu \cdot e \cdot \pi \cdot \Lambda_r \\ \Delta C_{W0,r} &= \left(\frac{m}{S}\right) \cdot g \cdot K_{Wr} \cdot m_A^{-0,215} \end{aligned} \quad (4.71)$$

Hierbei stellt μ den Rollreibungskoeffizienten dar und liegt bei einem Start auf Asphalt bei ungefähr 0,025 [16]. Der empirische Faktor K_{Wr} für ausgefahrene Klappen liegt bei $K_{Wr} = 3,16 \cdot 10^{-5}$ [49].

Zusätzlich muss die Gesamtwiderstandserhöhung durch die Fahrwerke berücksichtigt werden. Diese kann bestimmt werden durch die Abschätzung

$$C_{W,Fahrwerk} = \left(N_{mw} \cdot \frac{S_{Reifen,h}}{S} + N_{nw} \cdot \frac{S_{Reifen,v}}{S} \right) \cdot C_{W,Reifen}, \quad (4.72)$$

bei der $S_{Reifen,h} = 0,1 \text{ m}^2$ und $S_{Reifen,v} = 0,02 \text{ m}^2$ die Reifenstirnflächen des hinteren beziehungsweise des vorderen Fahrwerks darstellen. Der auf diese Stirnflächen bezogene Widerstandsbeiwert wurde auf Basis des in [36] dokumentierten Wertebereichs für Fahrwerke mit Verkleidung als $C_{W,Reifen} = 0,5$ angenommen. Damit ergibt sich der gesamte Widerstandsbeiwert beim Rollen zu

$$C_{W,r} = C_{W0} + \Delta C_{W,K,S} + \Delta C_{W0,r} + C_{W,Fahrwerk} + \frac{C_{A,r}^2}{\pi \Lambda_r e}. \quad (4.73)$$

Hierbei tritt der Term $\Delta C_{W,K,S}$ auf, der den zusätzlichen Widerstand infolge des Klappenausschla-
ges berücksichtigt. Dieser setzt sich aus einem Formwiderstand, der aus Abbildung B.2 entnommen
werden kann, und einem Interferenzwiderstand, der bei Einfachspaltklappen ungefähr 40% des Form-
widerstandes ergibt, zusammen, sodass $\Delta C_{W,K,S} \approx 1,4 \cdot 0,06$ gilt.

Darüber hinaus werden die aerodynamischen Parameter zum Zeitpunkt des Abhebens (Index 2) be-
nötigt. Dies soll bei einer Geschwindigkeit geschehen, die 120% der Überziegeschwindigkeit ent-
spricht. Für den damit verbundenen Auftriebsbeiwert ergibt sich folglich

$$C_{A2} = \frac{C_{A,max,S}}{1,44}, \quad (4.74)$$

wobei der maximale Auftriebsbeiwert während des Starts $C_{A,max,S}$ mithilfe von (4.2) abgeschätzt
werden kann. Dabei ergibt ein Klappenausschlag von 10° gemäß Abbildung B.1 einen Flügelauf-
triebswirksamkeitsfaktor von $\alpha_\delta \approx 0,44$. Der zugehörige Widerstandsbeiwert kann dann entspre-
chend

$$C_{W2} = C_{W0} + \Delta C_{W,K,S} + C_{W,Fahrwerk} + \frac{C_{A2}^2}{\pi A e} \quad (4.75)$$

berechnet werden. Hierbei handelt es sich um die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte, die ab dem
Zeitpunkt, in dem das Flugzeug abhebt, bis zum Ende des Startvorgangs wirksam sind. Bodeneffekte
spielen hier deswegen keine weitere Rolle.

Zur Abschätzung der Übergangsflugstrecke wird ebenfalls die Abhebegeschwindigkeit V_2 benötigt,
mit der auch während des Übergangsbogens geflogen wird. Diese ergibt sich durch Anwendung von
(4.10) mit dem entsprechenden Auftriebsbeiwert $C_{A,2}$. Das Lastvielfache im Übergangsbogen $n_{\ddot{U}}$
wird aufgrund des unbemannten Betriebs des Frachtflugzeugs im Vergleich zu üblichen Werten für
Passagierflugzeuge etwas vergrößert, weswegen $n_{\ddot{U}} = 1.5$ angenommen wird. Eine Betrachtung von
(4.69) verdeutlicht, dass eine Vergrößerung des Triebwerksschubs zwar eine Verringerung der Star-
trollstrecke und der Steigstrecke ermöglicht, allerdings mit einer Vergrößerung der Übergangsflug-
strecke einhergeht. Aus diesem Grund ist die mögliche Startstreckenverringerung durch Zusatztrieb-
werksleistung begrenzt. Während die Landestreckenbedingung theoretisch immer durch eine beliebig
kleine Flächenbelastung erfüllt werden kann, was eine sehr große Flügelfläche und damit Struktur-
masse zur Folge hat, ist die Startstreckenanforderung ab einem bestimmten Punkt nicht mehr erfüll-
bar, was in der Konsequenz zum Ausschluss einer bestimmten Flugzeugkonfiguration bei gegebener
Spannweite führt.

Der letzte Startstreckenabschnitt beinhaltet den Steigflug. Dabei soll die Hindernishöhe beim Start
 H_S erreicht werden, die in Analogie zur Landestreckenberechnung auf 15 m gesetzt wird. Die Länge
und die Notwendigkeit der Steigstrecke hängt maßgeblich vom Übergangsbogen ab. Nach Abschluss
der Übergangsflugstrecke weist das Flugzeug infolge des geflogenen Übergangsbogens bereits eine
Höhe auf, die nach [16] als

$$H_{\ddot{U}} = \frac{V_2^2}{2 \cdot g} \frac{\left(\frac{F_S}{m_{Ag}} - \frac{C_{W2}}{C_{A2}} \right)^2}{n_{\ddot{U}} - 1} \quad (4.76)$$

angegeben werden kann. Sollte diese Höhe geringer sein als die geforderte Hindernishöhe, muss die
Höhendifferenz entsprechend durch den Steigflugabschnitt ausgeglichen werden.

Die Startstrecke des unbemannten Fluggerätes darf laut den Anforderungen in ALAADy die maximal zulässige Startstreckenlänge von $R_{S,max} = 400$ m nicht überschreiten. Sollte diese Anforderung vom Fluggerät allerdings verletzt werden, dann wird zusätzliche Triebwerksleistung bereitgestellt. Die zusätzliche Triebwerksleistung lässt sich prinzipiell frei wählen und hat bei kleinen Änderungen lediglich einen schwachen Einfluss auf die maximale Abflugmasse. Die Bereitstellung zusätzlicher Leistung erfolgt iterativ auf die folgende Weise:

$$\Delta P_{S_{i+1}} = \Delta P_{S_i} + \max \left(\frac{R_S - R_{S,max}}{R_{S,max}} \cdot \Delta P_{S_i}, 0,05 \text{ kW} \right) \quad (4.77)$$

Dabei wird die Zusatzleistung mit der Abweichung der tatsächlichen Startstrecke von der ALAADy-Anforderung skaliert. Auf diese Weise wird der Prozess bei großen Abweichungen anfangs beschleunigt. Im ersten Schritt wird die Triebwerksleistungsvergrößerung auf einen Initialwert $\Delta P_{S_0} = 20$ kW bezogen, da noch keine Zusatzleistung bereitgestellt wurde. Aufgrund des konvergenten Charakters des Terms $(R_S - R_{S,max})/R_{S,max}$ in (4.77) muss bei geringen Abweichungen ein alternativer Wert für die zusätzliche Triebwerksleistung genutzt werden. Die Triebwerksleistung soll im Rahmen der Vorentwurfsphase mit Ausnahme der Hindernishöhe zunächst unter Vernachlässigung von Sicherheiten abgeschätzt werden. Aus diesem Grund soll die Triebwerksleistung so dimensioniert werden, dass die Startstreckenforderung gerade eingehalten wird. Bei geringen Abweichungen wird deswegen auch nur der geringe zusätzliche Wert der Zusatzleistung von 0,05 kW bereitgestellt.

Nach jeder Vergrößerung der Triebwerksleistung werden vorab aktualisierte Massen- und Widerstandsbeiwerte errechnet sowie der Reiseflug erneut betrachtet, bevor der Einfluss der größeren Triebwerksleistung auf die Startstrecke ermittelt wird. Dieser Prozess wird so lange durchgeführt, bis entweder die Startstreckenanforderung eingehalten wird oder keine Konfiguration innerhalb von 25 Iterationen gefunden werden konnte.

4.1.7. Ergebnisse

Mithilfe des implementierten Vorentwurfstools werden nun für alle fünf Flugzeugtypen entsprechende Konfigurationen für unterschiedliche Werte der Spannweite ermittelt. Wie bereits beschrieben, erfolgt die Auslegung derart, dass alle Forderungen aus ALAADy eingehalten werden. Die Konfigurationen werden in einem Spannweitenbereich von 6 m bis 24 m und bei einer Variation der Spannweite in Schritten von 0,25 m ausgelegt. Falls ein Datenpunkt fehlt, bedeutet dies, dass für das entsprechende Fluggerät bei der spezifizierten Spannweite keine Konfiguration ausgelegt werden konnte, die alle ALAADy-Anforderungen einhält.

Abbildung 4.5 zeigt wichtige grundlegende Parameter der resultierenden Flugzeugkonfigurationen. Darin ist zu erkennen, dass ab einer Spannweite von $b \leq 7,5$ m keine Konfiguration die Anforderungen einhalten kann. Dies liegt darin begründet, dass eine kurze Spannweite mit einer geringen aerodynamischen Güte einhergeht. Da die Gleitzahl allerdings insbesondere einen entscheidenden Einfluss auf die Startstrecke hat, wird dadurch eine hohe zusätzliche Triebwerksleistung für den Start benötigt. Dies resultiert seinerseits in einer Erhöhung der maximalen Abflugmasse, wodurch eine weitere Erhöhung der Triebwerksleistung nötig wird. Wie allerdings in Abschnitt 4.1.5 gezeigt wurde, ist das Ausmaß der möglichen Startstreckenverkürzung durch zusätzliche Triebwerksleistung begrenzt,

da dies ebenfalls eine Verlängerung der Übergangsflugstrecke zur Folge hat. In der Konsequenz kann die Startstrecke nicht mehr eingehalten werden und die entsprechende Konfiguration muss ausgeschlossen werden. Die geringste Spannweite, bei der die Anforderungen noch eingehalten werden können, hängt vom Flugzeugtyp ab. Der vierte Teil von Abbildung 4.5 zeigt die zusätzlich bereitgestellte Leistung für die Einhaltung der Startstreckenforderung und verdeutlicht, dass die zusätzliche Leistungserhöhung für alle Fluggeräte auf ungefähr 100 kW begrenzt ist.

Der erste Teil zeigt den Verlauf der maximalen Flächenbelastung auf. Diese ist begrenzt durch die Landestreckenforderung. Dadurch, dass alle anderen Parameter, die einen Einfluss auf die Landestrecke haben, vorgegeben sind, ergibt sich eine direkte Abhängigkeit der Flächenbelastung vom maximalen Auftriebsbeiwert, der während der Landung erreicht werden kann (vgl. (4.1)). Aus diesem Grund weist die Flächenbelastung den qualitativ gleichen Verlauf auf wie der maximale Auftriebsbeiwert, auf den im Folgenden noch eingegangen wird (Abbildung 4.6, Teil 5). Prinzipiell steigt die Klappenwirksamkeit mit einem größeren Auftriebsanstieg und damit größeren Spannweiten gemäß (4.2) und (4.4) leicht an, wodurch sich der dargestellte Verlauf der Flächenbelastung ergibt.

Die Flügelfläche, veranschaulicht durch den zweiten Teil von Abbildung 4.5, weist in allen Fällen ein Minimum in einem mittleren Spannweitenbereich auf. Dem liegt zugrunde, dass durch die Landestreckenforderung eine geringe Spannweite nur bei geringen maximalen Flächenbelastungen realisierbar ist und somit eine größere Flügelfläche gefordert wird. Bei großen Spannweiten wiederum steigt insbesondere die Strukturmasse des Flügels infolge der hohen Streckung an. Die Flächenbelastung kann hier zwar größer sein, doch die Flügelfläche muss das eigene Zusatzgewicht kompensieren, sodass auch hier wieder eine Vergrößerung der Flügelfläche erforderlich wird. Der Versatz zwischen den einzelnen Flugzeugtypen kann durch eine Betrachtung der Kombination von Flächenbelastung und maximaler Abflugmasse verstanden werden.

Die maximale Abflugmasse ist in Abbildung 4.5, Teil 3 dargestellt. Es zeigt sich, dass sich für alle Konfigurationen eine minimale Abflugmasse in einem Bereich geringer Spannweiten ergibt. Sowohl eine Verkleinerung als auch eine Vergrößerung der Spannweite führt zu einem Anstieg der maximalen Abflugmasse. Dies wird maßgeblich durch den Flügel beeinflusst. Sowohl eine Vergrößerung der Flügelfläche als auch eine Vergrößerung der Spannweite resultiert in einer Erhöhung der Flügelstrukturmasse (vgl. (4.47)). Zusammen mit der im zweiten Teil abgebildeten Flügelmasse erklärt dies also den schwachen Anstieg der maximalen Abflugmasse in Richtung geringer Spannweiten und den recht großen Anstieg aufgrund beider Effekte in Richtung großer Spannweiten. Folglich ist das Minimum der maximalen Abflugmasse auch relativ zum Minimum der Flügelfläche nach links verschoben.

Es zeigt sich ferner, dass die Abflugmassen des konventionellen und des Entenflugzeuges sehr ähnlich verlaufen, was durch die vergleichbare strukturelle Bauweise und die gleichen Flugzeugkomponenten erklärt werden kann. Beim Doppelleitwerksträger kommt die Masseneinsparung durch den kürzeren Rumpf, die nur sehr schwach von der Spannweite abhängt, zum Tragen. Aus diesem Grund zeigt sich ein über den gesamten Spannweitenbereich nahezu konstanter Versatz der maximalen Abflugmasse im Vergleich zu den anderen planaren Flügelkonfigurationen. Darüber hinaus weisen der Doppeldecker und der Boxwing eine aufgrund des nicht planaren Flügelsystems zu erwartende höhere maximale Abflugmasse auf. Überraschend scheint hierbei allerdings, dass der Doppeldecker etwas schwerer ist als der Boxwing, obwohl letzterer mit Vertikalflügeln ausgestattet ist. Dies liegt darin begründet, dass

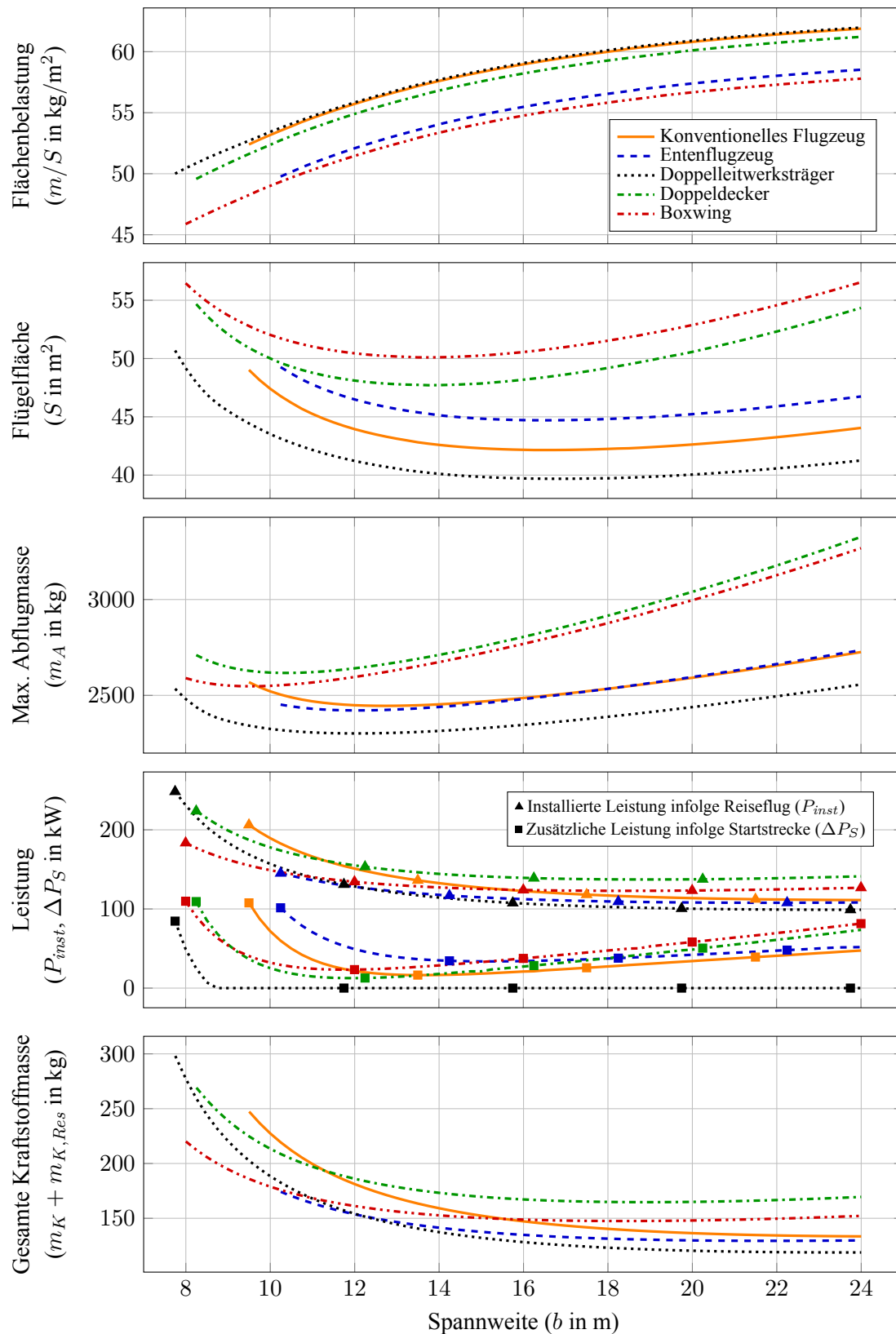


Abbildung 4.5.: Grundlegende Parameter der resultierenden Flugzeugkonfigurationen

einerseits die Masse des Höhenleitwerks beim Boxwing entfällt und andererseits die Triebwerksmasse aufgrund der höheren aerodynamischen Güte geringer ausfällt, sodass die Zusatzmasse infolge der vertikalen Flügelanteile und der Pfeilung im Vergleich zum Doppeldecker überkompensiert wird.

Die installierte Triebwerksleistung, die durch den Reiseflug inklusive des Schubanteils gefordert wird (Teil 4), und die gesamte mitgeführte Kraftstoffmasse, die sich aus dem verbrauchten Kraftstoff und 20% Reservekraftstoff ergibt, sind zueinander proportional und verzeichnen somit den gleichen qualitativen Verlauf. Es ist erkennbar, dass die Konfigurationen mit nicht planaren Flügelsystemen im Bereich großer Spannweiten, der vom parasitären Widerstand dominiert wird, ineffizienter sind. Wie erwartet, führt die vergrößerte umspülte Fläche und die vergrößerte Anzahl von Flügel-Rumpf-Übergängen zu einer Minderung der aerodynamischen Güte.

Der Doppelleitwerksträger weist in diesem Bereich den geringsten Kraftstoffverbrauch auf, was aufgrund seines im Hinblick auf parasitären Widerstand verbesserten Konzeptes den Erwartungen entspricht. Wie allerdings noch aufgezeigt wird, verdankt der Doppelleitwerksträger im Rahmen dieser Betrachtungen die hohe Gleitzahl dem Fehlen der Pylonen und Gondeln für die Triebwerksintegration, während der Rumpf sogar einen etwas vergrößerten Widerstand aufweist als bei den anderen Konfigurationen. Dieses Ergebnis ist dem Schlankheitsgrad des Rumpfes geschuldet. Der Rumpfwiderstandsbeiwert (4.17) weist in Kombination mit dem Korrekturfaktor (4.16) eine nichtlineare Abhängigkeit von Rumpflänge und Rumpfbreite auf. Es ist zu erwarten, dass die Rumpfabmessungen des Doppelleitwerksträgers hierbei zu einer im Hinblick auf den parasitären Rumpfwiderstand ungünstigen Form führen.

Auf der anderen Seite zeigen sich im Bereich geringer Spannweiten, in dem der induzierte Widerstand dominiert, die Potenziale der nicht planaren Flügelkonfigurationen und des Entenflugzeuges. Man erkennt, dass diese einen flacheren Anstieg des verbrauchten Kraftstoffs bei geringen Spannweiten aufweisen als die anderen Flugzeugtypen. Beim Doppeldecker ist allerdings über den gesamten Spannweitenbereich ein großer parasitärer Widerstand vorhanden, der anders als beim Boxwing ebenfalls einen Anteil des Höhenleitwerks enthält. Die Verringerung des induzierten Widerstands reicht bei geringen Spannweiten nicht aus, um diesen Widerstand sowie den größeren Flügelnullwiderstand zu kompensieren.

Das Einsparpotenzial des Entenflugzeuges bei geringen Spannweiten durch den Beitrag des Höhenleitwerks ist wiederum nicht groß genug, da einerseits der gegenseitig induzierte Widerstand von Hauptflügel und Canard zu groß wird und andererseits infolge der ALAADy-Anforderungen keine Entenkonfiguration mit Spannweiten von $b \leq 10$ m gefunden werden können. Lediglich der Boxwing, der die größte theoretische Reduktion des induzierten Widerstandes ermöglicht, erreicht im geringen Spannweitenbereich den geringsten Kraftstoffverbrauch von allen betrachteten Konfigurationen. Bei Spannweiten von $b \leq 10$ m kann demnach der hohe parasitäre Widerstand durch die Verringerung des induzierten Widerstands im Vergleich zu den anderen Flugzeugtypen kompensiert werden.

Resultierende Verläufe der zugehörigen aerodynamischen Parameter sind in Abbildung 4.6 dargestellt. Der erste Teil zeigt dabei den mittleren Auftriebsbeiwert im Reiseflug. Laut Definition des Auftriebsbeiwerts hängt dieser vom Verhältnis m/S ab, während alle anderen Parameter der dazu gehörigen Gleichung entweder Konstanten sind oder durch die ALAADy-Anforderungen vorgegeben sind. Dies verdeutlicht die Proportionalität zwischen dem Auftriebsbeiwert und der Flächenbelastung.

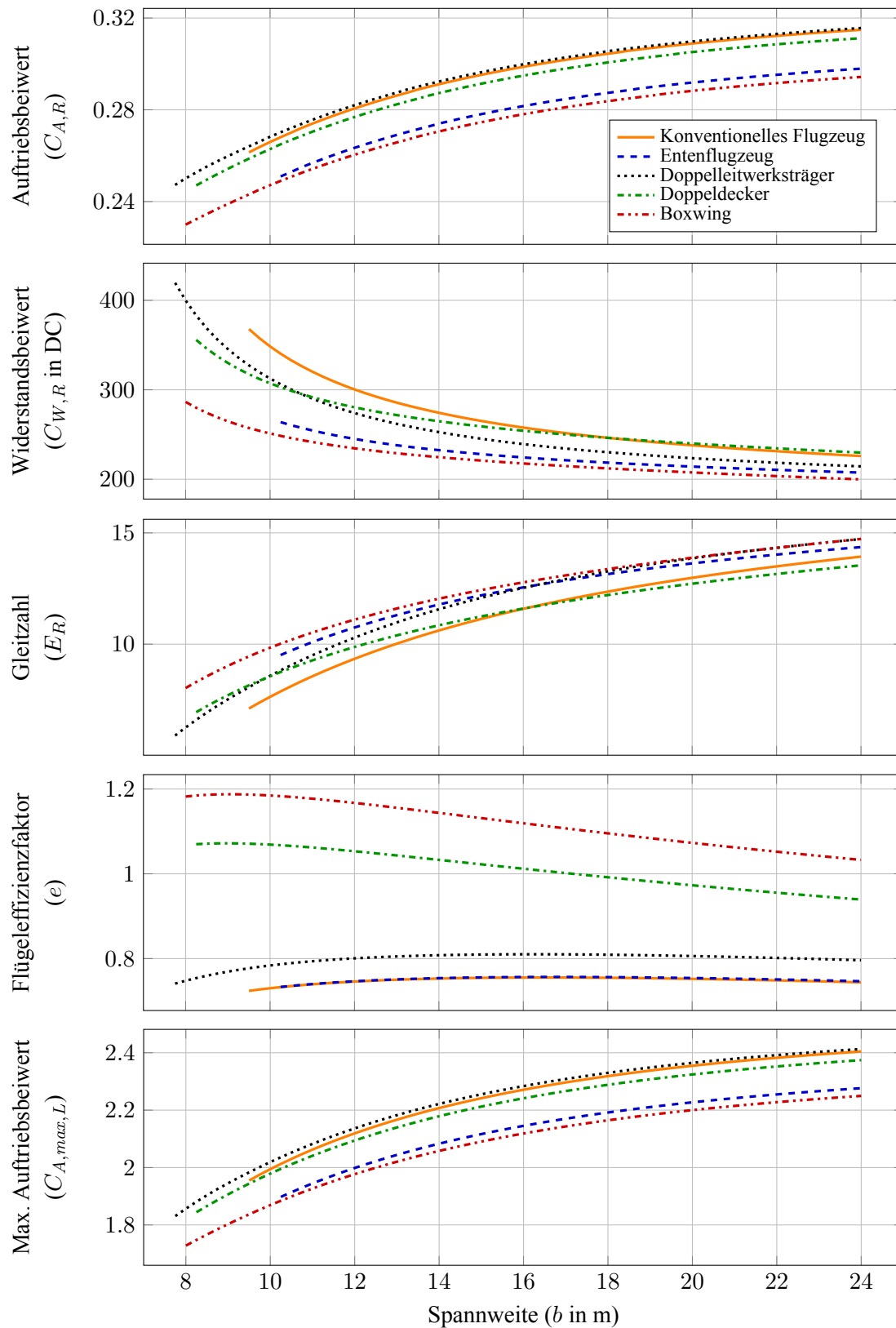


Abbildung 4.6.: Aerodynamische Parameter der resultierenden Flugzeugkonfigurationen

Folglich ist der Verlauf identisch zu dem der maximalen Flächenbelastung. An dieser Stelle zeigt sich, dass der Auftriebsbeiwert des Entenflugzeugs bei der größten hier betrachteten Spannweite, die 24 m beträgt, etwas kleiner ist als $C_{A,R} = 0,3$. Für alle Berechnungen wurde für den Auftrieb am Canard vereinfachend ein Auftriebsbeiwert von $C_{A,C} = 0,3$ angenommen (s. Abschnitt 4.1.1). Eine Auslegung auf ein überzihsicheres Flugverhalten des Entenflugzeugs erfordert, dass der Auftriebsbeiwert am Canard stets etwas größer ist als am Hauptflügel. Diese Betrachtung zeigt, dass dies auch bei großen Spannweiten sichergestellt ist.

Abbildung 4.6, Teil 2 zeigt die zugehörigen mittleren Widerstandsbeiwerte im Reiseflug. Diese sind in *Drag Counts* (DC) angegeben, wobei ein Widerstandsbeiwert von $C_W = 1$ DC einem Wert von 10^{-4} entspricht. Der Widerstandsbeiwert muss prinzipiell mit der Flügelfläche zusammen betrachtet werden, wenn der Einfluss auf die Reiseflugleistung erfasst werden soll. Nichtsdestotrotz bietet dieser Verlauf einige Erkenntnisse, die noch einmal die konfigurationsspezifischen aerodynamischen Unterschiede verdeutlichen. Hierbei zeigt sich, dass der Boxwing und das Entenflugzeug prinzipiell über den gesamten Spannweitenbereich die geringsten Widerstandsbeiwerte aufweisen. Im Hinblick auf den induzierten Widerstand weisen das konventionelle Flugzeug und der Doppelleitwerksträger ein ähnliches Verhalten auf, wobei der Widerstandsbeiwert des konventionellen Flugzeuges aufgrund des höheren parasitären Widerstands durchweg größer bleibt. Der Verlauf der Kraftstoffmasse (Abbildung 4.5, Teil 5) hat gezeigt, dass der Doppelleitwerksträger bereits ab einer Spannweite von $b \approx 12$ m am effizientesten ist. Im Hinblick auf den Widerstandsbeiwert ist er aber dem Entenflugzeug sowie dem Boxwing unterlegen. Dies bedeutet, dass der Doppelleitwerksträger hauptsächlich von der geringeren Flügelfläche profitiert. Diese wird einerseits durch die größere mögliche Flächenbelastung und andererseits durch die geringste maximale Abflugmasse begünstigt.

Der Verlauf der Gleitzahl wird in Abbildung 4.6, Teil 3 gezeigt. Die aerodynamische Güte fasst prinzipiell die gewonnen Erkenntnisse noch einmal zusammen. Es ist zudem bemerkbar, dass der Boxwing, der den geringsten Widerstandsbeiwert im Reiseflug, aber gleichzeitig auch den geringsten Auftriebsbeiwert aufweist, tatsächlich im Bereich geringer Spannweiten die höchste Gleitzahl im Reiseflug verzeichnet. Dies deckt sich mit den Erwartungen und der Motivation, die zu einer Berücksichtigung des Boxwings in dieser Studie geführt haben. Überdies nähert sich der Verlauf der Gleitzahl des Doppelleitwerksträgers bei großen Spannweiten dem des Boxwings an.

Im Rahmen dieser Betrachtungen wurden die nicht planaren Flügelsysteme des Doppeldeckers und des Boxwings als äquivalente Einzelflügel betrachtet und die aerodynamischen Einflüsse der dreidimensionalen Flügel in Form des Flügeffizienzfaktors berücksichtigt. Zudem wurden ebenfalls die Effizienzen der Einzelflügel modelliert. Aus diesem Grund ist eine Betrachtung des Verlaufs der Flügeffizienzfaktoren, wie sie von Abbildung 4.6, Teil 4 geliefert wird, sehr interessant. Zunächst zeigt sich, dass alle Werte der planaren Flügelkonfigurationen eine schwache Abhängigkeit von der Spannweite aufweisen. Dieser Zusammenhang, der über den Einfluss der Streckung eingeht, ist in (4.34) formuliert. Ferner zeigt sich der Einfluss der Triebwerksintegration jenseits der Flügel im Falle des Doppelleitwerksträgers in Form einer Erhöhung des Flügeffizienzfaktors.

Wie erwartet nehmen die Flügeffizienzen des Doppeldeckers und des Boxwings Werte von $e > 1$ an. Dabei verlaufen beide Flügeffizienzen qualitativ sehr ähnlich. Die Werte für den Boxwing sind allerdings etwas größer und erreichen im Maximum bei $b \approx 9$ m beinahe Werte von 1,2. Die Flügeffizienzen der nicht planaren Flügelkonfigurationen verzeichnen eine deutlich stärkere Abhängigkeit

von der Spannweite als die der anderen Konfigurationen. Dies resultiert, wie auch anhand (4.37) und (4.38) erkennbar, aus der Abhängigkeit der Flügeffizienzen der nicht planaren Flügelsysteme vom Verhältnis zwischen vertikalem Abstand zwischen den Einzelflügeln und der Spannweite. Dies ist insbesondere der Grund dafür, dass der induzierte Widerstand auch bei geringen Spannweiten verhältnismäßig gering gehalten werden kann. Während der Flügeffizienzfaktor dieser Konfigurationen bereits größer ist als im planaren Fall, steigt er mit sinkender Spannweite sogar in einem gewissen Maße weiter an.

Der letzte Teil von Abbildung 4.6 zeigt noch einmal den maximal erreichbaren Auftriebsbeiwert unter Nutzung von Einfachspaltklappen bei der Landung. Dieser ist maßgeblich für die durch die Landestreckenanforderung begrenzte maximale Flächenbelastung. Mit Rücksicht auf eine überziehsichere Auslegung wurden die maximal erreichbaren Auftriebsbeiwerte des Entenflugzeugs und des Boxwings pauschal um 95% verringert, wie in Abschnitt 4.1.1 beschrieben wurde. Dies wird in den Verläufen widergespiegelt. Darüber hinaus steigt die Klappeneffektivität mit steigendem Auftriebsanstieg und ist daher von der Streckung abhängig. Dies erklärt einerseits den steigenden Verlauf mit der Spannweite, andererseits begründet dies ebenfalls die geringen Unterschiede zwischen den einzelnen Verläufen. Da sich die Flügelflächen der einzelnen Konfigurationen unterscheiden, während die Spannweiten identisch sind, resultiert dies in einer unterschiedlichen Streckung und somit auch in einer veränderten Klappenwirksamkeit.

Insgesamt kann gefolgert werden, dass die Flügelflächen aller Konfigurationen verhältnismäßig groß sind. Dies liegt an der Landestreckenanforderung, die die Flächenbelastung begrenzt und damit eine relativ große Flügelfläche bedingt. Die Flügelfläche einer *Cessna 208 Caravan* beispielsweise beträgt ungefähr 26 m^2 bei einer maximalen Abflugmasse von rund 3,5 t. Die Landestrecke dieses Flugzeugs bei einer Hindernishöhe von 15 m und ohne die Nutzung von Schubumkehr, welche also vergleichbar mit der hier betrachteten Landung ist, beträgt allerdings mehr als 500 m [22]. Dies verdeutlicht, dass die Flügelflächen der ALAADy-Fluggeräte groß sind und durch die restriktive Landestreckenforderung bedingt werden. Eine große Flügelfläche geht grundsätzlich mit einer Vergrößerung der umspülten Fläche und damit des Reibungswiderstandes einher. Zusätzlich bedingt eine große Flügelfläche eine verringerte Streckung, wodurch ein höherer induzierter Widerstand zum Tragen kommt. In der Konsequenz läuft dies auf eine Minderung der Effizienz und eine geringere Gleitzahl im Reiseflug hinaus.

Widerstands- und Massenanteile

In diesem Abschnitt soll auf die Zusammensetzung der maximalen Abflugmasse sowie des Reiseflugwiderstands eingegangen werden. Dabei werden die einzelnen Anteile besprochen, die in Abhängigkeit von der jeweiligen Flugzeugkonfiguration einen großen Einfluss haben oder ein besonderes Verhalten aufweisen. Im Folgenden werden alle Flugzeugkonfigurationen mit einer Spannweite von 18 m zu Grunde gelegt. Dieser Wert wird aus Gründen der Vergleichbarkeit gewählt. In Abschnitt 4.2.1 werden die Konfigurationen mit zusätzlichen elektrischen Triebwerken ausgestattet, wodurch der Spannweitenbereich, in dem Flugzeugkonfigurationen gefunden werden, die die ALAADy-Anforderungen erfüllen, stark eingeschränkt wird. Da bei der gewählten Spannweite von 18 m für alle Flugzeug-

typen ebenfalls eine Konfiguration mit elektrischen Triebwerken gefunden werden kann, wird diese gewählt, damit gleichwohl ein Vergleich zwischen den Flugzeugen mit elektrischen Zusatztriebwerken und denen ohne die Triebwerke angestellt werden kann.

Abbildung 4.7 zeigt die Widerstands- und Massenanteile für das konventionelle Flugzeug mit einer Spannweite von $b = 18$ m im Reiseflug. Man erkennt, dass sich der Gesamtwiderstand (Abbildung 4.7a) aus ungefähr einem Drittel Rumpfwiderstand, einem Viertel Flügelwiderstand und einem Viertel induziertem Widerstand zusammensetzt. Der Leitwerkswiderstand, der beide Leitwerksanteile enthält, entspricht ungefähr zehn Prozent des Gesamtwiderstands. Der Triebwerkswiderstand sowie die Summe aller Interferenzwiderstände machen jeweils einen recht kleinen Teil aus. Die maximale Abflugmasse (Abbildung 4.7b) wird dominiert von der Masse der Fracht, die knapp 40% der Gesamt-

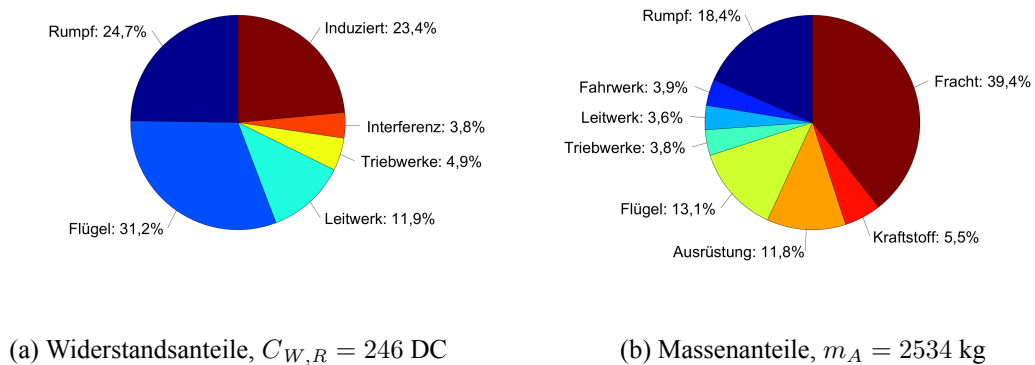
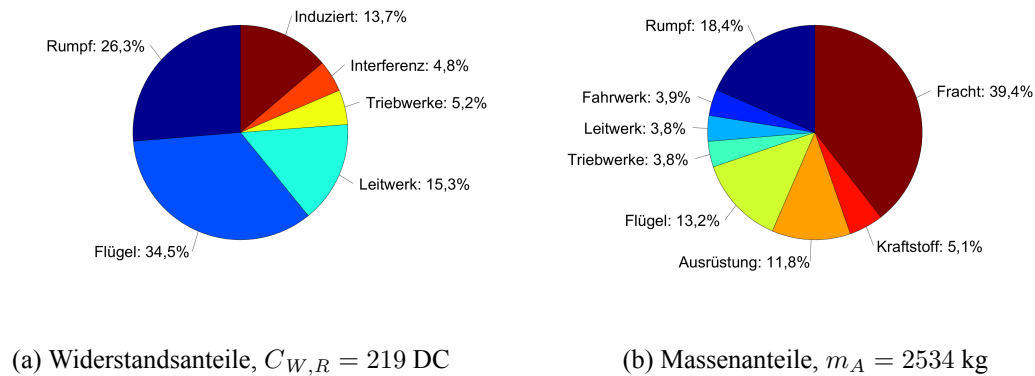


Abbildung 4.7.: Widerstands- und Massenanteile des konventionellen Flugzeugs, $b = 18$ m

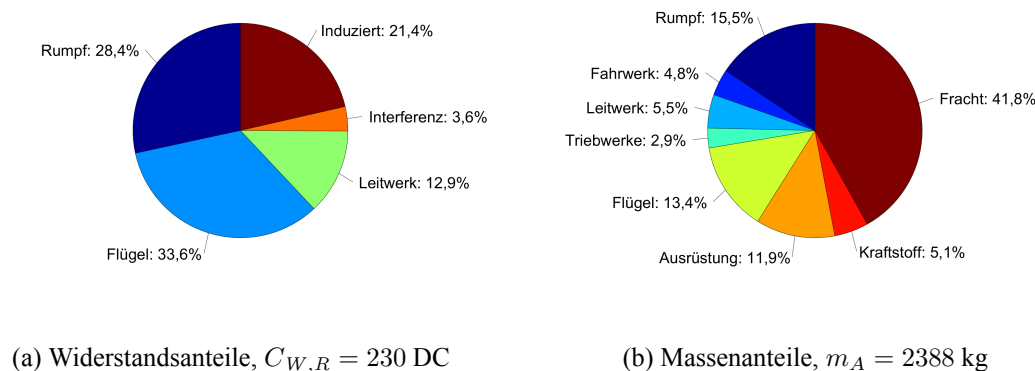
masse ausmacht. Weiterhin stellen der Rumpf mit ungefähr 20%, der Flügel mit rund 13% und die gesamte Ausrüstung inklusive des Notlandesystems mit ungefähr 12% die wichtigsten Anteile dar. Die Fahrwerke, Leitwerke und Triebwerke haben eher einen geringen Einfluss auf die Gesamtmasse. Ferner fällt auf, dass der Kraftstoffmassenanteil nur bei rund 5% liegt, was an der verhältnismäßig geringen erzielten Reichweite liegt.

Im Vergleich dazu zeigt Abbildung 4.8 die Zusammensetzungen für das Entenflugzeug. Abbildung 4.8a verdeutlicht, dass der induzierte Widerstand beim Entenflugzeug deutlich reduziert werden kann. Der Anteil des induzierten Widerstands ist hier im Vergleich zur konventionellen Drachenkonfiguration um knapp 10% reduziert. Im Gegenzug steigen der am Leitwerk erzeugte Widerstand, insbesondere infolge des großen Auftriebsbeiwerts des Canards, sowie der Interferenzwiderstand, der ebenfalls den durch Flügel und Canard gegenseitig induzierten Widerstand enthält, etwas an. Die Widerstandsreduktion dominiert allerdings, sodass für das Entenflugzeug ein geringerer Widerstandsbeiwert erreicht wird. Die Zusammensetzung der Massenanteile des Entenflugzeugs ist fast identisch mit der des konventionellen Flugzeugs.

Die Betrachtung des Doppelleitwerksträgers (Abbildung 4.9) zeigt an dieser Stelle den bereits erwähnten Rumpfwiderstand, der im Vergleich zu den anderen Konfigurationen sogar eine leichte Erhöhung des Widerstandsbeiwerts verursacht. Dies liegt am ungünstigen Schlankheitsgrad des Rumpfes. Nichtsdestotrotz ermöglicht die Bauweise des Doppelleitwerksträgers die Verringerung einiger Widerstandsanteile. Zum einen fällt in erster Näherung kein Widerstand am Triebwerk an. Zum ande-

Abbildung 4.8.: Widerstands- und Massenanteile des Entenflugzeugs, $b = 18$ m

ren ermöglichen die Leitwerksarme eine Verringerung der Leitwerksfläche. Dies wirkt sich einerseits in einem etwas verringerten induzierten Widerstand nach (4.32) und andererseits in einem geringen Leitwerkswiderstand aus. Der hier aufgetragene Anteil enthält den Widerstand des invertierten V-Leitwerks sowie den der Leitwerksarme. In der Massenbilanz macht sich die Rumpfvverkürzung bemerkbar und auch die Triebwerksmasse fällt geringfügig kleiner aus. Die Leitwerksmasse wiederum steigt trotz der geringeren Fläche aufgrund der Leitwerksarme leicht an. In der Summe weist der Doppelleitwerksträger aber dennoch die geringste maximale Abflugmasse auf.

Abbildung 4.9.: Widerstands- und Massenanteile des Doppelleitwerksträgers, $b = 18$ m

Beim Doppeldecker (Abbildung 4.10) zeigt sich, dass der induzierte Widerstand bei der Spannweite 18 m im Vergleich zu den anderen Konfigurationen nicht signifikant reduziert ist. Darüber hinaus ist der Flügelwiderstandsbeiwert aufgrund des großen parasitären Widerstands erhöht, wodurch der Doppeldecker allgemein einen verhältnismäßig großen Widerstandsbeiwert aufweist. Die Gesamtmasse fällt aufgrund des größeren Flügelstrukturgewichts durch das nicht planare Flügelsystem deutlich größer aus als bei den anderen Konfigurationen. Die große maximale Abflugmasse in Kombination mit dem vergleichsweise hohen Widerstand äußert sich zudem in einer Vergrößerung des für den Start benötigten Triebwerksschubs und damit einhergehend auch der Triebwerksmasse.

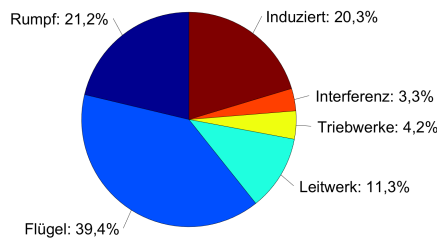
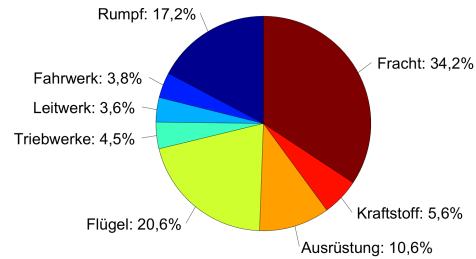
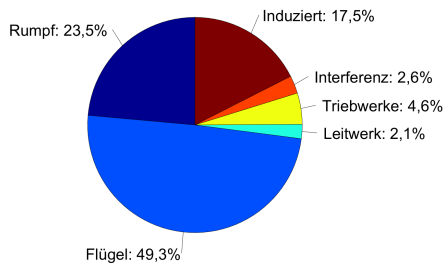
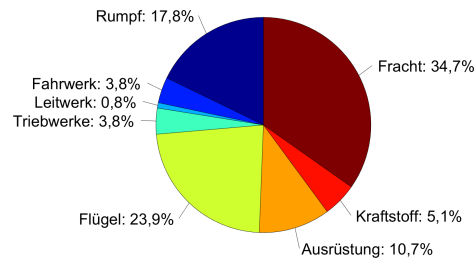
(a) Widerstandsanteile, $C_{W,R} = 246$ DC(b) Massenanteile, $m_A = 2916$ kgAbbildung 4.10.: Widerstands- und Massenanteile des Doppeldeckers, $b = 18$ m

Abbildung 4.11 verdeutlicht, dass beim Boxwing ein sehr großer Widerstandsanteil, der beinahe 50% beträgt, durch den Flügel ausgemacht wird. Dieser enthält allerdings die Anteile des vorderen und des hinteren Flügels und der vertikalen Flügel sowie den Interferenzwiderstand, der durch die Ecken erzeugt wird. Im Gegenzug ist der induzierte Widerstand etwas verringert. Allerdings zeigt sich hier, dass der Boxwing bei der relativ großen Spannweite von 18 m, bei der der induzierte Widerstand kei-

(a) Widerstandsanteile, $C_{W,R} = 212$ DC(b) Massenanteile, $m_A = 2877$ kgAbbildung 4.11.: Widerstands- und Massenanteile des Boxwings, $b = 18$ m

nen dominanten Einfluss mehr hat, seinen geringen Widerstandsbeiwert einer deutlichen Verringerung des Leitwerkswiderstands verdankt. Dieser geringe Leitwerkswiderstand ist dem fehlenden Höhenleitwerk geschuldet. Die Aufschlüsselung der Massenanteile bestätigt, dass die Flügelmasse infolge der vertikalen Flügelanteile auch im Vergleich zum Doppeldecker vergrößert ist. Dieser Anteil wird durch eine geringe Leitwerksmasse und eine geringere Triebwerksmasse kompensiert, sodass sich eine ähnliche maximale Abflugmasse ergibt wie für den Doppeldecker.

4.2. Integration elektrischer Triebwerke

Die Ergebnisse im vorherigen Abschnitt haben gezeigt, dass alle Konfigurationen, die die ALAADy-Anforderungen erfüllen, im gesamten Spannweitenbereich durch eine verhältnismäßig große Flügelfläche für Fluggeräte dieser Größe gekennzeichnet sind. Eine große Flügelfläche ist grundsätzlich mit einer hohen umspülten Oberfläche und folglich mit einem vergrößerten Reibungswiderstand verbunden. In der Konsequenz ist auch die aerodynamische Güte des Fluggerätes vergleichsweise schlecht, wodurch ein erhöhter Kraftstoffverbrauch für den Betrieb des unbemannten Fluggerätes erforderlich ist. Die Flügelfläche wird im Rahmen des Projektes ALAADy primär durch die Landestrecke begrenzt. Damit eine Landestrecke unter 400 m eingehalten werden kann, muss die Flächenbelastung begrenzt werden, was eine minimal notwendige Flügelfläche bedingt.

Grundsätzlich kann die Landestrecke gemäß (4.1) allerdings ebenfalls durch eine Vergrößerung des maximalen Auftriebsbeiwerts verkürzt werden. Im Rahmen dieser Arbeit wurde die Nutzung von Vorflügeln im Hinblick auf die Flügelstrukturmasse ausgeschlossen. Daher stellt sich die Frage nach alternativen Mitteln, mit denen der Auftriebsbeiwert im Langsamflug erhöht werden kann.

Ein Konzept, das seit den letzten Jahren von der NASA untersucht wird, basiert auf einer Technologie, die LEAPTech (*Leading Edge Asynchronous Propellers Technology*) genannt wird. Dabei wird eine Flugzeugkonfiguration durch eine Vielzahl von gegensätzlich rotierenden, kleinen, elektrisch betriebenen Propellern ausgestattet, die entlang der Flügelvorderkante verteilt werden. Dies wird als DEP (*Distributed Electric Propulsion*) bezeichnet. Informationen über aktuelle Arbeiten zu solchen Konfigurationen können in [45] und [46] gefunden werden. Durch die Anordnung der elektrischen Propellertriebwerke befindet sich der gesamte Flügel im Nachlauf der Propeller. Infolge des Propellerschubs wird der Strömung Energie zugeführt. Dies ermöglicht einerseits, dass die Strömung größeren Klappen ausschlagen folgen kann ohne abzulösen. Andererseits führt dies ebenfalls zu einem größeren dynamischen Druck. Beide Effekte wirken auftriebsvergrößernd. Letztlich lassen sich dadurch sehr große Auftriebsbeiwerte bis hin zu Werten von $C_A > 5$ erreichen [45]. Da sich dies verkürzend auf die Start- und Landestrecken auswirkt, kann die Flügelfläche verringert und damit die Reiseflugleistung deutlich gesteigert werden.

Das Konzept sieht vor, dass alle Propeller während des Starts und der Landung aktiv sind. Im Reiseflug allerdings sollen nur die äußeren elektrischen Propeller betrieben werden. Die inaktiven Propeller werden während des Reiseflugs eingeklappt, sodass sich lediglich die Gondelwiderstände auf die aerodynamische Güte auswirken [45].

Ein solches Konzept erscheint auch im Hinblick auf das ALAADy-Fluggerät sinnvoll, da es eine Reduktion der Flügelfläche auf eine vergleichsweise einfache Art und Weise ermöglicht. Allerdings stellen die Kapazität und das Gewicht aktueller Batterien Probleme dar, die gegen die Umsetzung des beschriebenen Konzeptes für den gesamten Flug spricht. Derzeit weisen Batterien ein um Vielfaches größeres Gewicht auf als vergleichbarer Kraftstoff, mit dem die gleiche Menge Energie bereitgestellt werden soll [18].

4.2.1. Konzept zur Auftriebserhöhung

Aufgrund der exorbitanten Batteriemasse, die für die geforderte Reichweite von 600 km nötig wäre, schließt sich eine rein elektrische Lösung, wie in den obigen Projekten untersucht wurde, aus. Nichtsdestotrotz ist das Potenzial der Auftriebsvergrößerung durch die Nutzung kleiner, elektrisch betriebener Propeller attraktiv für das ALAADy-Fluggerät. Aus diesem Grund soll im Rahmen dieser Arbeit ein Konzept untersucht werden, nach dem die Flugzeugkonfigurationen in Anlehnung an DEP mit insgesamt vier elektrischen Propellern ausgestattet werden. Diese sollen an den Stellen installiert werden, an denen die Klappen positioniert sind. Dabei soll der Auftrieb lokal deutlich vergrößert werden, sodass sich im Mittel über den gesamten Flügel eine moderate Erhöhung des Auftriebsbeiwerts einstellt. Die elektrischen Propeller sollen ebenfalls im Reiseflug eingeklappt werden und nur während des Starts und der Landung aktiv sein. Anders als in [45] soll der Reiseflug allerdings mithilfe der konventionellen und durch Kraftstoff betriebenen Turboproptriebwerke durchgeführt werden. Da die elektrischen Propeller dabei nur während der kurzen Dauer von Start und Landung aktiv sind, ist zu erwarten, dass die erforderliche Batteriemasse gering gehalten werden kann.

Der benötigte Kraftstoff sowie die Batterien für die elektrischen Triebwerke sollen gleichermaßen im Flügel untergebracht werden. Die Dimensionen der elektrischen Triebwerke werden folgendermaßen gewählt:

- Länge der Triebwerksgondel: $l_{Twk,el} = 0,5 \text{ m}$
- Durchmesser der Triebwerksgondel: $d_{Twk,el} = 0,25 \text{ m}$
- Propellerradius: $r_{Prop,el} = 0,5 \text{ m}$

Dabei sind die Triebwerksgondeln auf Höhe der Profilnase an der Flügelvorderkante angebracht. Die Länge der Triebwerksgondel entspricht dabei der nach vorne abstehenden Länge, sodass die Propeller gerade eingeklappt werden können. Im Rahmen dieser Arbeit soll der potenzielle Nutzen der Integration von zusätzlichen elektrischen Triebwerken im Falle des ALAADy-Fluggerätes abgeschätzt werden.

4.2.2. Berücksichtigung der elektrischen Triebwerke im Entwurf

Die Integration der elektrischen Triebwerke erfordert eine Berücksichtigung im Vorentwurfsprozess. Neben den veränderten maximalen Auftriebsbeiwerten müssen zudem die Auswirkungen der zusätzlichen Triebwerksgondeln auf den Widerstandsbeiwert sowie die zusätzlichen Massen infolge der elektrischen Triebwerke und der Batterien eine Berücksichtigung finden. Darüber hinaus stellt sich die Frage nach der benötigten Triebwerksleistung. Abbildung 4.12 veranschaulicht die angepasste Entwurfsstrategie, mit der die elektrischen Triebwerke berücksichtigt werden. Hierbei stellt der große Block auf der rechten Seite den gesamten Basisentwurfsprozess dar, der in Abbildung 4.3 dargestellt ist.

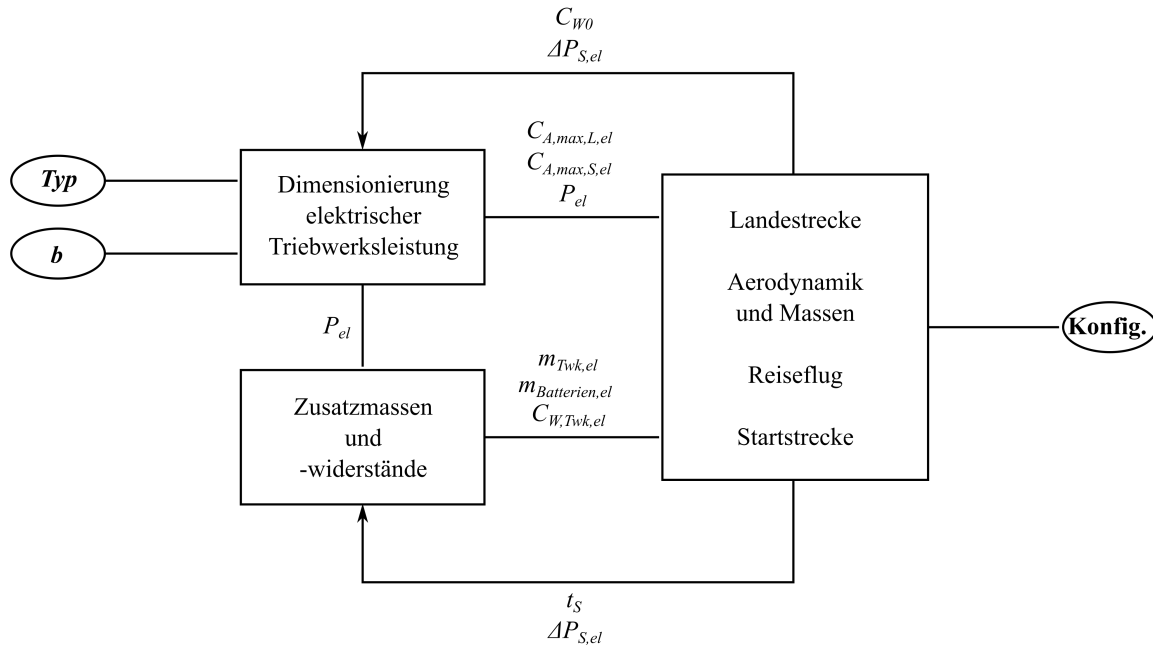


Abbildung 4.12.: Skizze des Entwurfsprozesses mit elektrischen Triebwerken

Im ersten Schritt wird die elektrische Triebwerksleistung dimensioniert. Anschließend können die daraus resultierenden maximalen Auftriebsbeiwerte während des Starts und der Landung berechnet werden. Das Vorgehen, nach dem in diesem Block verfahren wird, wird in Abschnitt 4.2.3 noch im Detail beschrieben. Mithilfe der elektrischen Triebwerksleistung P_{el} können nun ebenfalls die Zusatzmassen abgeschätzt werden. Darüber hinaus werden die Widerstände, die von den zusätzlichen Triebwerksgondeln verursacht werden, angenähert. Dieser Block wird in Abschnitt 4.2.4 erläutert.

Der Prozess, der bereits zuvor für die Konfigurationsfindung angewandt wurde, wird nun unter Berücksichtigung der angepassten maximalen Auftriebsbeiwerte und den zusätzlichen Massen und Widerständen durchgeführt. Im Falle einer Nichteinhaltung der Startstrecke wird nun allerdings zusätzliche elektrische Triebwerksleistung bereitgestellt anstatt dass die Leistung der Turboproptriebwerke erhöht wird. Sobald dieser Prozess abgeschlossen ist, kann eine erneute Dimensionierung der elektrischen Triebwerksleistung auf Basis des aktualisierten Nullwiderstandsbeiwerts sowie ein angepasster maximaler Auftriebsbeiwert für den Start berechnet werden. Gleichmaßen kann die Batteriemasse durch die Zeit t_S aktualisiert werden, während der die elektrischen Triebwerke betrieben werden.

Der gesamte Prozess wird so lange durchgeführt, bis sich eine Änderung der elektrischen Triebwerksleistung zwischen zwei Iterationsschritten ergibt, die geringer als 0,1 kW ist. Die einzelnen Blöcke in Abbildung 4.12 werden im Folgenden vorgestellt.

4.2.3. Leistungsdimensionierung für die elektrischen Triebwerke

Die Integration zusätzlicher elektrischer Triebwerke in die Flugzeugkonfigurationen zum Zweck der Auftriebsvergrößerung im Langsamflug wirft die Frage nach der Dimensionierung der elektrischen Triebwerksleistung auf. Im Auslegungsprozess ohne die elektrischen Triebwerke wurde eine Landung ohne Schub betrachtet. Eine solche Betrachtung ist hier nicht mehr möglich, da der zusätzliche Auftrieb nur durch den Betrieb der elektrischen Propeller zustande kommen kann. Der Schub an sich wirkt sich prinzipiell negativ auf die Landestrecke aus, da er durch die Vortriebskraftkomponente zu einer Verringerung des Gleitwinkels bzw. des Betrags des Anflugwinkels führt und damit eine größere mittlere Gleitzahl E_L während der Landung zum Tragen kommt. Dies hat laut (4.1) eine Verlängerung der Landestrecke zur Folge. Im Gegenzug bedeutet eine größere Propellerleistung eine höhere Energiezufuhr in die Strömung und ermöglicht somit eine Vergrößerung der möglichen Auftriebsbeiwertenerhöhung.

Die Dimensionierung der elektrischen Triebwerksleistung stellt also einen Kompromiss dar zwischen einem geringstmöglichen Schub der elektrischen Zusatztriebwerke und einer maximalen Erhöhung des Auftriebsbeiwerts. Als erster Anhaltswert soll an dieser Stelle daher eine Dimensionierung derart

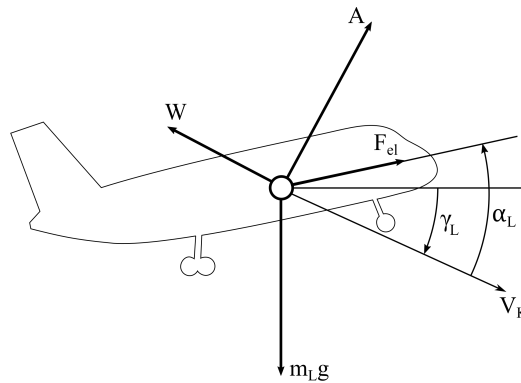


Abbildung 4.13.: Kräfte am Flugzeug im Landeanflug

erfolgen, dass wie im vorherigen Abschnitt ein mittlerer Gleitwinkel von $\gamma_L = 7,5^\circ$ während der Landung erreicht wird. Da hierbei große maximale Auftriebsbeiwerte erreicht werden sollen, können keine Spoiler benutzt werden, da diese neben der Widerstandserhöhung ebenfalls eine Auftriebsverringerung herbeiführen. Der Gleitwinkel soll sich ausschließlich durch den Zusatzauftrieb und den damit verbundenen großen zusätzlichen induzierten Widerstand einstellen.

Abbildung 4.13 zeigt die am Flugzeug während des Landeanfluges auftretenden Kräfte unter Berücksichtigung des elektrischen Triebwerksschubs. Hierbei repräsentiert V_K die Bahngeschwindigkeit. Anhand der Abbildung kann der Gleitwinkel mit Triebwerkeinfluss berechnet werden nach

$$\tan(\gamma_L) = \frac{W_L - F_{el} \cdot \cos(\alpha_L)}{A_L + F_{el} \cdot \sin(\alpha_L)} = \frac{C_{W,L} \cdot \frac{1}{2} \rho \cdot V_L^2 \cdot S - F_{el} \cdot \cos(\alpha_L)}{m_L \cdot g + F_{el} \cdot \sin(\alpha_L)}. \quad (4.78)$$

Da bisher noch keine aerodynamischen Charakteristika bezüglich des Flügelprofils betrachtet worden sind, wird prinzipiell für alle Flugzeugkonfigurationen angenommen, dass der maximale Auftriebsbeiwert bei einem bestimmten Anstellwinkel erreicht wird, sodass der Auftriebsbeiwert der Landung

bei $\alpha_L = 15^\circ$ erreicht wird. Die Forderung nach einem mittleren Gleitwinkel von $\gamma_L = 7,5^\circ$ soll durch die Bereitstellung des elektrischen Triebwerksschubs geschehen. Eine Umstellung von (4.78) nach Letzterer ergibt

$$F_{el} = \frac{C_{W,L} \cdot \frac{1}{2} \rho \cdot V_L^2 \cdot S - m_L \cdot g \cdot \tan(\gamma_L)}{\tan(\gamma_L) \cdot \sin(\alpha_L) + \cos(\alpha_L)}. \quad (4.79)$$

Hierin hängt der Widerstandsbeiwert maßgeblich vom durch den zusätzlichen Triebwerksschub verursachten Auftriebsbeiwert ab. Darüber hinaus ergeben sich abhängig von der insgesamt installierten Leistung der elektrischen Triebwerke unterschiedliche maximale Landemassen. Aus diesem Grund kann die Auswertung von (4.79) ebenfalls nur iterativ erfolgen, was nochmal die Notwendigkeit des in Abbildung 4.12 gezeigten Prozesses verdeutlicht.

Anhand dieses Ansatzes wird klar, dass die Nutzung elektrischer Zusatztriebwerke zur Auftriebsvergrößerung in einem mittleren Spannweitenbereich den größten Nutzen mit sich bringt. Bei geringen Werten der Spannweite ist davon auszugehen, dass ein sehr großer zusätzlicher Widerstand induziert wird und der geforderte Gleitwinkel nicht mehr erreicht werden kann. Bei großen Spannweiten wiederum ist die zusätzliche Triebwerksleistung infolge des geringen Widerstandes begrenzt, wodurch ebenfalls der Nutzen der Elektrifizierung sinkt.

Nach der Dimensionierung der elektrischen Triebwerke beträgt der mittlere Gleitwinkel während des Landeanfluges und des Abfangbogens nun ebenfalls $7,5^\circ$. Der Unterschied zur Auslegung der Konfigurationen ohne zusätzliche elektrische Triebwerke besteht nun darin, dass der maximale Auftriebsbeiwert vergrößert ist und dadurch die maximale Flächenbelastung, die durch die Landestreckenforderung begrenzt wird, vergrößert werden kann.

Die Berechnung der entsprechenden elektrischen Triebwerksleistung kann gemäß (4.63) und unter Ausschluss des Sicherheitsanteils f_P erfolgen. Mit der Landegeschwindigkeit nach (4.10) ergeben sich dafür die induzierten Propellergeschwindigkeiten der elektrischen Triebwerke nach (4.65) und der Wirkungsgrad nach (4.64). Der erhöhte maximale Auftriebsbeiwert, der sich dank des zusätzlichen Schubes einstellt, wird mit der Näherungsformel aus [36] auf

$$C_{A,max,L,el} = C_{A,max,L} \cdot \left[1 + 4 \sum_{i=1}^{N_{Twk,el}} \left(\frac{S_i}{S} \cdot \frac{P_{el}}{\rho \cdot V_L^3 \cdot S_{Prop,el}} \right) \right] \quad (4.80)$$

geschätzt. Hierin stellt S_i die entsprechende Fläche dar, die vom Nachlauf des jeweiligen Propellers betroffen ist. Das Gesamtverhältnis S_i/S spiegelt damit also den Anteil der im Propellernachlauf operierenden Fläche zur Gesamtfläche wider und könnte durch die Nutzung weiterer Propeller vergrößert werden.

Da in diesem Fall eine Landung mit mehr als drei Triebwerken erfolgt, kann der Sicherheitsfaktor während der Landung verringert werden. Der mittlere Auftriebsbeiwert wird dadurch begrenzt auf nunmehr

$$C_{A,L,el} = \frac{C_{A,max,L,el}}{1,32}, \quad (4.81)$$

wie in [16] beschrieben wird. Der zugehörige Widerstandsbeiwert ergibt sich unter Berücksichtigung des angepassten Auftriebsbeiwerts wie zuvor mithilfe der Relation (4.75).

Unter Berücksichtigung dieser angepassten Werte kann der Auslegungsprozess für die Konfigurationen mit zusätzlichen elektrischen Triebwerken auf die bereits bekannte Weise durchgeführt werden.

4.2.4. Anpassung von Massen, Widerständen und Startstrecke

Dabei werden jedoch Anpassungen, die sich auf den Widerstandsbeiwert, die maximale Abflugmasse und auch auf die Startleistungen beziehen, notwendig. Diese notwendigen Modifikationen werden in diesem Abschnitt kurz erläutert.

Widerstände

Infolge der zusätzlichen elektrischen Triebwerke fällt zusätzlicher Widerstand an, der zum einen zu zuzüglichem Widerstand führt, der direkt an der Triebwerksgondel anfällt. Dieser wird auf die gleiche Weise mit (4.26) modelliert, wie es für die fossil betriebenen Triebwerke getan wurde. Darüber hinaus wird der zusätzliche Flügel-Triebwerks-Interferenzwiderstand nach (4.28) in die Gesamtbilanz aufgenommen.

Massen

Änderungen der maximalen Abflugmasse ergeben sich durch die Elektrifizierung einerseits durch die Batteriemassen, die zur Leistungsbereitstellung genutzt werden, und andererseits durch die elektrischen Triebwerke selbst. Die Massen der isolierten elektrischen Triebwerke werden vereinfachend ebenfalls in Abhängigkeit von der Triebwerksleistung nach (4.53) abgeschätzt, obwohl zu erwarten ist, dass diese durch die geringere Komplexität, insbesondere durch das Fehlen des inneren Systems, eher leichter sind. Dieser konservative Ansatz wird gewählt, damit dadurch die zusätzlichen Kabelmassen zur Versorgung der Triebwerke sowie die der Mechanik, die zum Einklappen der Propeller genutzt wird, stellvertretend berücksichtigt werden. Die Massen der installierten elektrischen Triebwerke werden ebenfalls nach (4.54) abgeschätzt.

Im Rahmen dieser Arbeit sollen für die Bereitstellung der elektrischen Leistung Lithium-Luft-Batterien Anwendung finden, die derzeit noch keine praktische Bedeutung haben und eher Gegenstand der Forschung sind. Diese werden gewählt, da sie eine vergleichsweise hohe massenspezifische Energie aufweisen [18] und dadurch das Batteriegewicht verhältnismäßig gering gehalten werden kann. Die Batteriemasse wird mithilfe der benötigten elektrischen Triebwerksesarbeit sowie der massenspezifischen Energie abgeschätzt zu

$$m_{\text{Batterien},el} = \frac{W_{ges,el}}{\tilde{e}_{LiOH}}, \quad (4.82)$$

wobei die massenspezifische Energie von Lithium-Luft-Batterien entsprechend [18] bei ungefähr $\tilde{e}_{LiOH} \approx 0,2 \text{ kWh/kg}$ liegt. Für die Auswertung dieser Beziehung wird ferner die gesamte geleistete elektrische Triebwerksarbeit benötigt. Vor dem Hintergrund, dass diese nur während des Starts

und der Landung anfällt, ergibt sie sich aus der Summe der entsprechenden Einzelarbeiten. Vereinfachend wird hier davon ausgegangen, dass Start und Landung in etwa die gleiche Arbeit erfordern. Dadurch ergibt sich die gesamte elektrische Arbeit in Abhängigkeit der Startdauer t_S und der elektrischen Triebwerksleistung, die sich aus der Basisleistung sowie möglicherweise zusätzlicher für den Start benötigter Leistung zusammensetzt, näherungsweise zu

$$W_{ges,el} = t_S \cdot P_{S,el} + t_L \cdot P_{el} \approx 2 \cdot t_S \cdot P_{S,el} = 2 \cdot t_S \cdot (P_{el} + \Delta P_{S,el}). \quad (4.83)$$

Für die Massenabschätzung der Batterien wird folglich die Startdauer benötigt. Diese setzt sich zusammen aus der Dauer der Rollstrecke, der Übergangsflugstrecke sowie, falls die Höhe nach Beendigung der Übergangsflugstrecke $H_{\ddot{U}}$ noch unter der Hindernishöhe H_S liegt, der Dauer des Steigflugs bis zur Hindernishöhe:

$$t_S \approx \underbrace{\frac{V_2}{g} \cdot \frac{1}{\frac{F_S}{m_{Ag}} - \mu} \cdot f(k)}_{\text{Startrolldauer}} + \underbrace{\frac{V_2}{g} \cdot \frac{\frac{F_S}{m_{Ag}} - \frac{C_{W2}}{C_{A2}}}{n_{\ddot{U}} - 1}}_{\text{Übergangsflugdauer}} + \underbrace{\frac{H_S - H_{\ddot{U}}}{V_2} \cdot \sqrt{\frac{1 + \left(\frac{F_S}{m_{Ag}} - \frac{C_{W2}}{C_{A2}}\right)^2}{\left(\frac{F_S}{m_{Ag}} - \frac{C_{W2}}{C_{A2}}\right)^2}}}_{\text{Steigdauer}} \quad (4.84)$$

Die Dauer der Übergangsflugstrecke ergibt sich bei einer Annahme, dass die Länge des erfolgten Kreisbogens näherungsweise der Übergangsflugstrecke entspricht, während sich die Dauer der Steigstrecke aus simplen geometrischen Beziehungen errechnen lässt. Die Beziehung für die Startrolldauer wird aus [37] entnommen. Die Konstante k beträgt hierbei

$$k = \frac{\mu \cdot C_{A,r} - C_{W,r}}{C_{A2} \cdot \left(\frac{F_S}{m_{Ag}} - \mu\right)} \quad (4.85)$$

und $f(k)$ wird nach

$$f(k) = \begin{cases} \frac{1}{\sqrt{k}} \cdot \arctan(\sqrt{k}) & \text{für } k > 0 \\ 1 & \text{für } k = 0 \\ \frac{1}{2 \cdot \sqrt{-k}} \cdot \ln \left(\frac{1 + \sqrt{-k}}{1 - \sqrt{-k}} \right) & \text{für } k < 0 \end{cases} \quad (4.86)$$

abgeschätzt, wobei sich abhängig vom Wert des Faktors k unterschiedliche Näherungsvorschriften für $f(k)$ ergeben. Weitere Informationen zu den einzelnen verwendeten Formelzeichen können Abschnitt 4.1.6 entnommen werden.

Startstrecke

Die Startstrecke wird wie im Falle ohne Zusatztriebwerke errechnet. Allerdings muss dabei auch der Schub der elektrischen Triebwerke in Betracht gezogen werden. Darüber hinaus wird der Auftriebsbeiwert beim Start ähnlich wie in (4.81) nun durch einen Sicherheitsfaktor von 1,32 begrenzt. Letztlich soll der Zusatzschub, der im Falle einer Nichteinhaltung der Startstrecken Anforderung nötig wird, durch die elektrischen Triebwerke bereitgestellt werden und nicht mehr durch eine Vergrößerung der Leistung der Turboproptriebwerke.

4.2.5. Ergebnisse

Die Ergebnisse für die resultierenden Flugzeugkonfigurationen mit zusätzlichen elektrischen Triebwerken werden in diesem Abschnitt vorgestellt. Dazu zeigt Abbildung 4.14 die Verläufe der grundlegenden Parameter. Für eine verbesserte Vergleichbarkeit mit den Konfigurationen ohne elektrische Zusatztriebwerke sind ebenfalls die Verläufe des rein fossil betriebenen Doppelleitwerksträgers aufgezeigt. Dieser wird gewählt, da er über weite Bereiche der Spannweite die vielversprechendsten Ergebnisse bezüglich des Kraftstoffverbrauchs liefert.

Die Berechnungen wurden hier ebenfalls in einem Spannweitenbereich von 6 m bis 24 m durchgeführt. Es fällt direkt auf, dass sich der Bereich, in dem Konfigurationen gefunden werden können, die die ALAADy-Anforderungen erfüllen, im Vergleich zum nicht elektrischen Fall deutlich verringert hat. Dies kann mit dem hohen Zusatzauftrieb bei der verhältnismäßig geringen Spannweite erklärt werden. Der Schub der elektrischen Triebwerke ist gemäß (4.79) derart dimensioniert, dass ein mittlerer Gleitwinkel von $7,5^\circ$ erreicht wird. Damit hängt er vom Widerstand ab.

Bei geringen Spannweiten ist der Widerstand aufgrund des induzierten Anteils generell größer als bei hohen Spannweiten. In der Konsequenz wird ein großer Triebwerksschub zur Erreichung des Gleit- bzw. Anflugwinkels nötig. Dieser führt bei der entsprechend geringen Streckung allerdings wiederum zu einer großen Erhöhung des induzierten Widerstands, der nicht mehr durch weitere elektrische Triebwerksleistung kompensiert werden kann. Auf diese Weise divergiert der benötigte Triebwerksschub, sodass sich keine realisierbare Konfiguration ergibt. Abbildung 4.15, Teil 5 zeigt, dass dies grundsätzlich bei allen Flugzeugtypen ab einem maximalen Auftriebsbeiwert bei der Landung mit elektrischen Triebwerken von $C_{A,max,L,el} \approx 3$ geschieht.

Ferner lässt sich erkennen, dass der Einfluss der elektrischen Triebwerke bei großen Spannweiten verschwindet. Dies kann jedoch mithilfe von (4.79) erklärt werden. Bei großen Spannweiten fällt ein vergleichsweise geringer Widerstandsbeiwert an, sodass auch die geforderte Triebwerksleistung zur Erreichung des Anflugwinkels gering sein muss. Die geringe zusätzliche Leistung ermöglicht folglich nur eine geringe Vergrößerung des maximalen Auftriebsbeiwerts, wodurch der erwünschte Effekt auf die Konfigurationen schwach ist. Anhand Abbildung 4.14 lassen sich ebenfalls die Punkte erkennen, ab denen die elektrischen Zusatztriebwerke überflüssig werden. Diese sind durch einen Knick in den Verläufen charakterisiert, jenseits derer die Kurven einen qualitativ ähnlichen Verlauf annehmen wie die entsprechenden nicht elektrischen Kurven.

Abbildung 4.14, Teil 1 zeigt die maximale Flächenbelastung. Aufgrund des erhöhten zusätzlichen Auftriebs, der bei geringen Spannweiten größer ist, zeigt auch die maximale Flächenbelastung einen sinkenden Verlauf auf. Die Maxima repräsentieren dabei jeweils die ersten Punkte der Spannweite, für die eine Konfiguration gefunden werden konnte. Diese Spannweite hängt von der jeweiligen Flugzeugkonfiguration ab. Hierbei zeigen sich die Potenziale der nicht planaren Flügelkonfigurationen, insbesondere des Boxwings, den induzierten Widerstand zu verringern. Während für die anderen Konfigurationen erst ab rund 16 m gültige Konfigurationen existieren, ist dies für den Boxwing bereits ab unter 12 m der Fall.

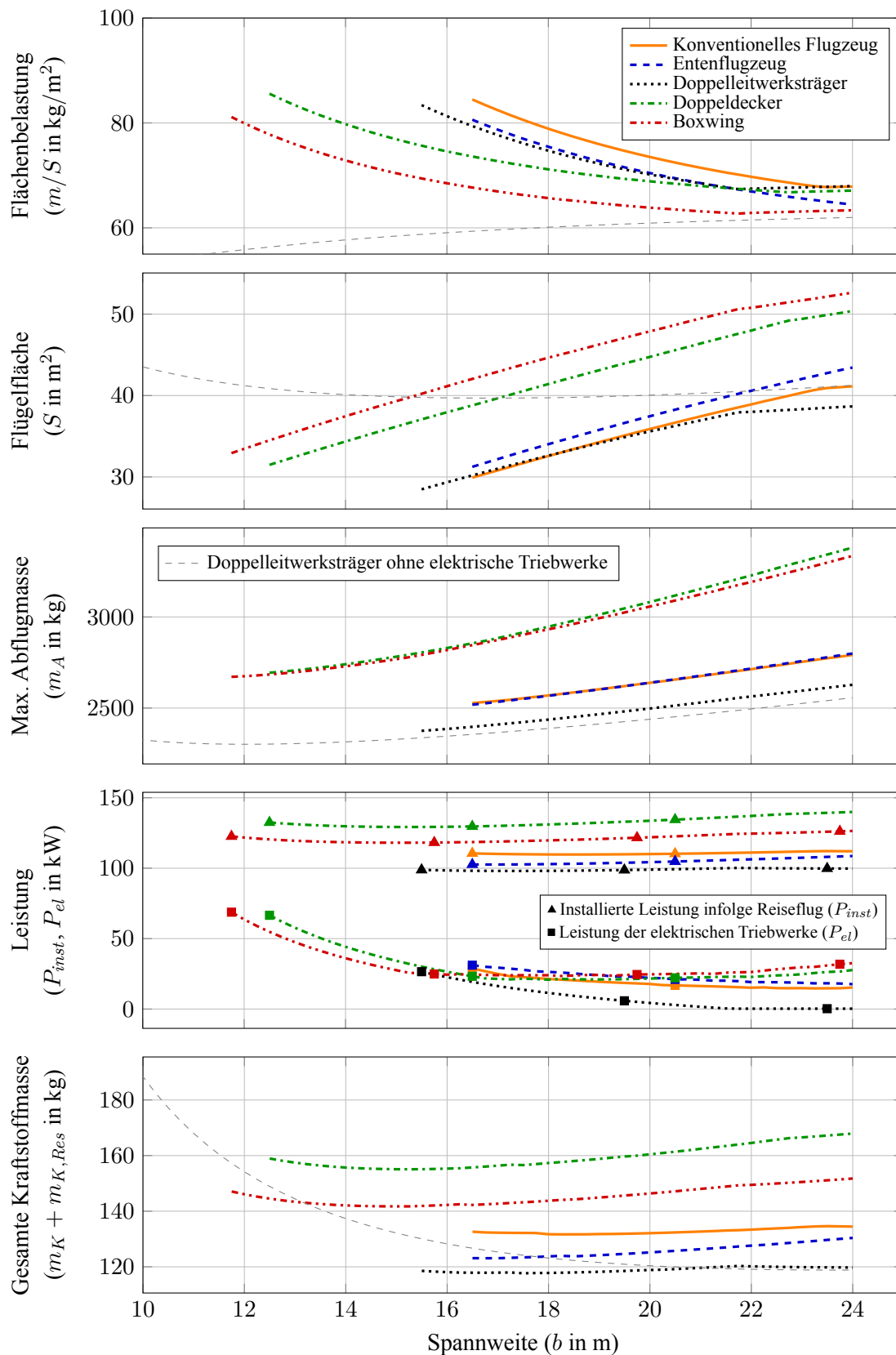


Abbildung 4.14.: Grundlegende Parameter der elektrischen Flugzeugkonfigurationen

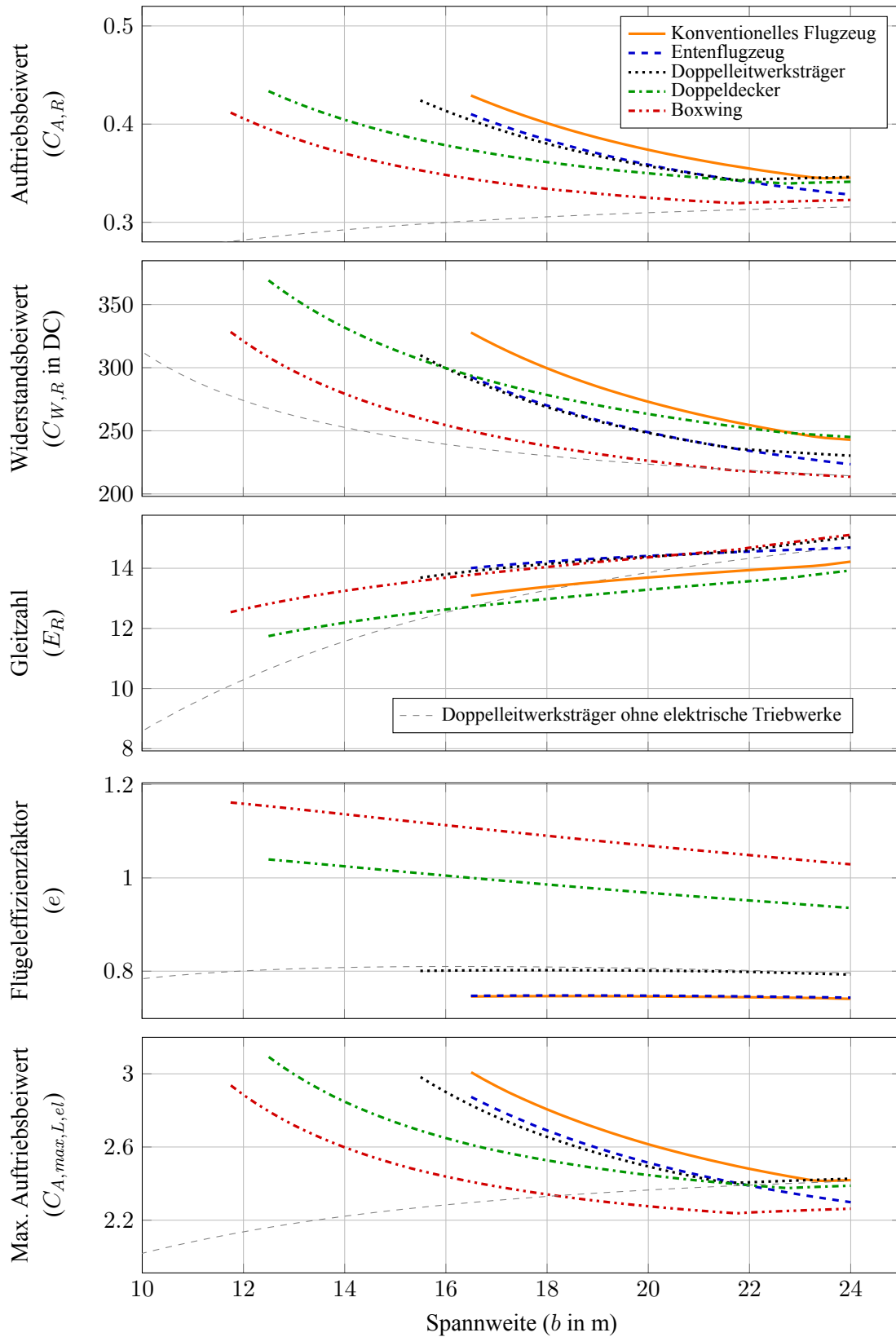


Abbildung 4.15.: Aerodynamische Parameter der elektrischen Flugzeugkonfigurationen

Bei großen Spannweiten beginnt die maximale Flächenbelastung wieder zu steigen. Ab diesem Punkt ist die Wirkung der elektrischen Triebwerke nichtig und die Erhöhung des Auftriebsanstiegs durch die Streckung überwiegt wieder. Dies kann insbesondere anhand der elektrischen Leistung des Doppelleitwerksträgers (Teil 4) verdeutlicht werden. Ab einer Spannweite von $b \approx 22$ m wird bei diesem Fluggerät keine elektrische Leistung mehr bereitgestellt. Ab hier verhält er sich wie im Fall ohne die elektrischen Zusatztriebwerke. Deswegen steigt die maximale Flächenbelastung durch die mit der Spannweite wachsende Klappenwirksamkeit wieder an. Nichtsdestotrotz ist ein vertikaler Versatz zwischen der elektrischen und der nicht elektrischen Version des Doppelleitwerksträgers erkennbar. Dieser resultiert aus dem Sicherheitsfaktor, mithilfe dessen bei der Landung der Auftriebsbeiwert im Verhältnis zum maximal erreichbaren Auftriebsbeiwert reduziert wurde. Dieser wurde hier aufgrund der höheren Triebwerksanzahl von 1,44 auf 1,32 gesetzt. In den anderen Fällen sorgt die elektrische Leistung ab diesen Punkten, stellvertretend für die vorher betrachtete Zusatzleistung ΔP_S , für die Einhaltung der Startstrecke.

In Übereinstimmung mit diesem Verlauf steigt ebenfalls die Flügelfläche, die in Abbildung 4.14, Teil 2 gezeigt ist, ab dem anfänglichen Minimum konstant an. Sobald die elektrische Leistung keinen signifikanten Einfluss mehr aufweist, verringert sich die Steigung der Flügelfläche. Es ist erkennbar, dass die Flügelflächen im mittleren Spannweitenbereich im Vergleich zu den vorhergegangenen Betrachtungen deutlich reduziert werden können.

Abbildung 4.14, Teil 3 zeigt die maximalen Abflugmassen. Diese verhalten sich qualitativ ähnlich wie im nicht elektrischen Fall. Die zusätzlichen Triebwerks- und Batteriemassen führen allerdings zu einer insgesamt leicht vergrößerten Abflugmasse.

Die Kurven der aufgrund des Reiseflugs benötigten Leistung (Teil 4) oder entsprechend der gesamten Kraftstoffmasse (Teil 5) weisen insgesamt einen sehr flachen Verlauf auf. Eine Vergrößerung bzw. Verkleinerung der Spannweite hat hier nur eine sehr geringe Änderung der verbrauchten Kraftstoffmasse zur Folge. Dies kann durch zwei Trends erklärt werden, die sich prinzipiell ausgleichen. Bei geringen Spannweiten ermöglicht die große Erhöhung des maximalen Auftriebsbeiwerts eine Verringerung der Flügelfläche, was die aerodynamische Güte begünstigt. Im Gegenzug ist allerdings der induzierte Widerstand erhöht, wodurch sich wiederum eine Minderung der aerodynamischen Güte ergibt. Im Bereich großer Spannweiten sind diese beiden Sachverhalte entsprechend umgekehrt, wodurch sich prinzipiell ähnliche Werte ergeben.

Die Integration der elektrischen Triebwerke führt also generell zu einer Verbesserung des mittleren Spannweitenbereichs und erlaubt hier einen Kraftstoffverbrauch, der ansonsten eher durch eine Vergrößerung der Spannweite erreicht werden kann. Im Rahmen von ALAADy ist die Kompaktheit des Fluggeräts eine wichtige Eigenschaft. Es kann dadurch geschlussfolgert werden, dass das hier betrachtete Konzept im Hinblick auf ALAADy ein geeignetes Mittel ist.

Man erkennt, dass dadurch beim Doppelleitwerksträger bei einer Spannweite von 16 m eine Verringerung des gesamten Kraftstoffs von ungefähr 15 kg realisiert wird. Der Boxwing zeigt im Bereich kleiner Spannweiten den geringsten Kraftstoffverbrauch auf. Er ist zudem die einzige Konfiguration, die elektrisch mit einer Spannweite von 12 m ausgelegt werden kann.

Der Vollständigkeit halber sind an dieser Stelle ebenfalls die aerodynamischen Parameter der resultierenden elektrischen Flügelkonfigurationen in Abbildung 4.15 aufgezeigt. Wie erwartet zeigt sich ein vergrößerter Auftriebsbeiwert im Reiseflug (Teil 1) über alle Werte der Spannweite, der mit der verringerten Flügelfläche im Einklang steht. Folglich kommt ein vergrößerter Widerstandsbeiwert (Teil 2) im Reiseflug zum Tragen, der maßgeblich durch diesen Sachverhalt und leicht durch den zusätzlichen Widerstand der elektrischen Triebwerke hervorgerufen wird.

Die Gleitzahl (Abbildung 4.15, Teil 3) ist, wie bereits aus der verbrauchten Kraftstoffmasse erschlossen, größer als im nicht elektrischen Fall. Dies gilt besonders im mittleren Spannweitenbereich. Darüber hinaus ist erkennbar, dass die Steigung der Gleitzahl jenseits des Punktes, ab dem die elektrischen Triebwerke kaum noch einen Einfluss haben, wieder größer wird. Dies verdeutlicht den schwachen Einfluss der elektrischen Triebwerke bei großen Spannweiten. Der Einfluss der Spannweite auf die Gleitzahl ist hier stärker als die der elektrischen Triebwerke. Der Versatz zwischen dem elektrischen und dem nicht elektrischen Doppelleitwerksträger ab diesem Punkt resultiert, wie bereits erwähnt, aus dem verringerten Sicherheitsfaktor für den Landeauftriebsbeiwert im Falle mit elektrischen Triebwerken.

Die Flügeffizienzfaktoren, die von Abbildung 4.15, Teil 4 bereitgestellt werden, weisen eine kaum merkliche Abhängigkeit von der Elektrifizierung auf. Dies kann dadurch begründet werden, dass die Flügeffizienz ausschließlich von Flügelgeometrieparametern beeinflusst wird. An dieser Stelle muss erwähnt werden, dass die direkte Beeinflussung der Flügeffizienzen durch Triebwerksintegrationseffekte vernachlässigt wurde, da die elektrischen Triebwerke verhältnismäßig klein sind und direkt an der Vorderkante angebracht sind. Damit wird die Strömung an der Ober- sowie der Unterseite gleichartig beeinflusst. Lediglich die schwache Abhängigkeit von der Streckung ist hier in Form eines geringen Versatzes zwischen den beiden Doppelleitwerksträgerversionen erkennbar.

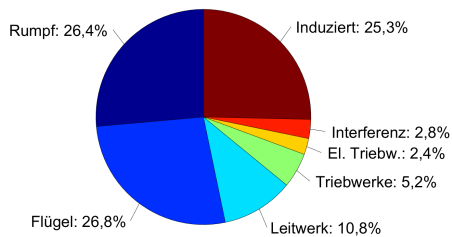
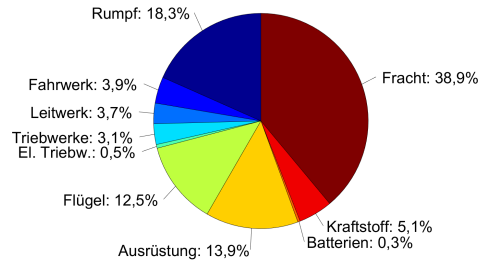
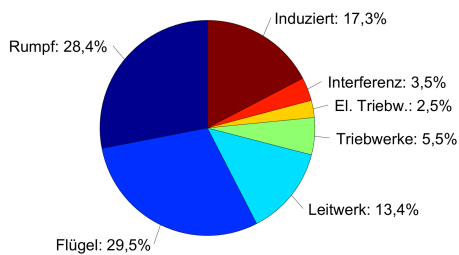
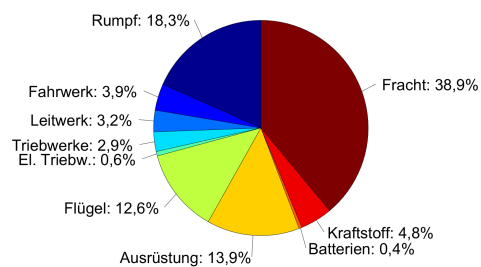
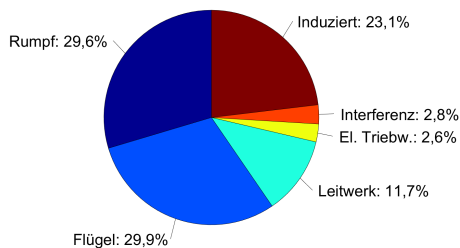
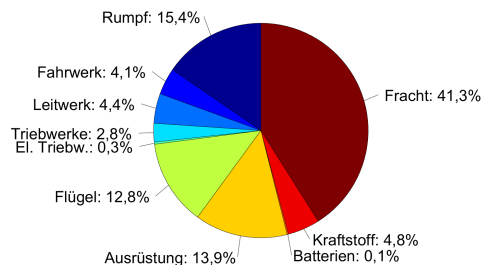
Abbildung 4.15, Teil 5 zeigt die Erhöhung des maximalen Auftriebsbeiwerts während der Landung bei Nutzung von zusätzlichen elektrischen Triebwerken. Bei der DEP-Konfiguration aus [45] wurden Werte von $C_{A,max} > 5$ bei einer Verteilung der Triebwerke über die gesamte Flügelvorderkante erreicht. Vor diesem Hintergrund erscheint der maximale Wert von $C_{A,max,L,el} \approx 3$, der hier durch vier elektrische Triebwerke erreicht wird, durchaus realistisch.

Widerstands- und Massenanteile

In diesem Abschnitt sollen vergleichend zu den in Abschnitt 4.1.7 gezeigten Diagrammen alle Widerstandsanteile und Massenanteile der elektrischen Konfigurationen bei einer Spannweite von ebenfalls 18 m aufgezeigt werden.

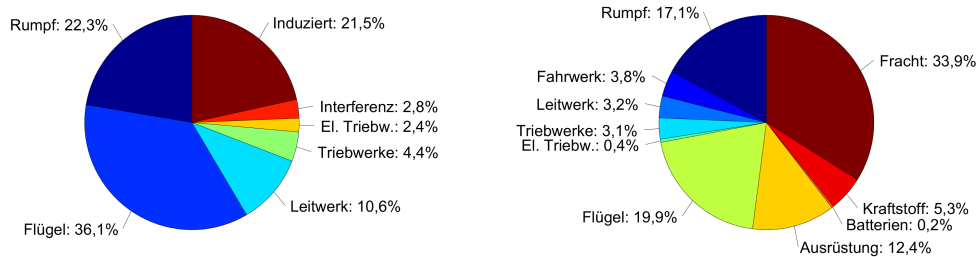
Abbildung 4.16 zeigt diese Anteile für das konventionelle Flugzeug. Bezüglich der Widerstandsanteile zeigt sich, dass insgesamt bei allen Konfigurationen der am Flügel anfallende Widerstand geringer ist als bei den entsprechenden Konfigurationen ohne elektrische Zusatztriebwerke. Der zusätzliche Widerstand, der durch die elektrischen Triebwerke im Reiseflug verursacht wird, beträgt für alle Konfigurationen rund 2,5%.

Abbildung 4.17 zeigt die Zusammensetzungen des Entenflugzeugs. Die Betrachtung der Widerstandsanteile zeigt, dass der Anteil des Interferenzwiderstands, verglichen zu den anderen Konfigurationen, am stärksten verringert wurde. Dies liegt insbesondere an der Reduktion der Flügelfläche dank der elektrischen Triebwerke. Damit geht ebenfalls eine Reduktion der Fläche des Canards einher, wo-

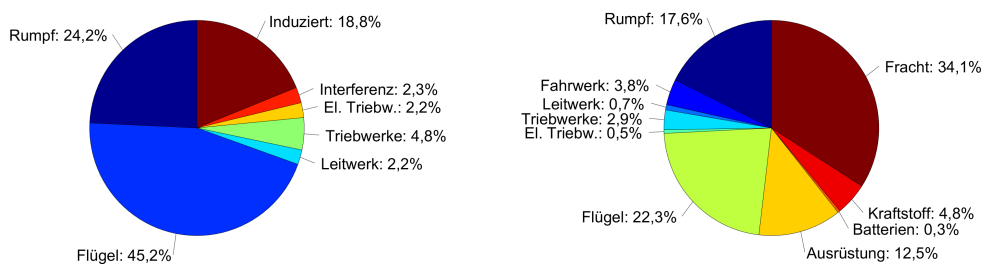
(a) Widerstandsanteile, $C_{W,R} = 300$ DC(b) Massenanteile, $m_A = 2569$ kgAbbildung 4.16.: Widerstands- und Massenanteile des el. konventionellen Flugzeugs, $b = 18$ m(a) Widerstandsanteile, $C_{W,R} = 270$ DC(b) Massenanteile, $m_A = 2567$ kgAbbildung 4.17.: Widerstands- und Massenanteile des el. Entenflugzeugs, $b = 18$ m(a) Widerstandsanteile, $C_{W,R} = 269$ DC(b) Massenanteile, $m_A = 2437$ kgAbbildung 4.18.: Widerstands- und Massenanteile des el. Doppelleitwerksträgers, $b = 18$ m

durch sich der gegenseitig induzierte Widerstand verringert. Darüber hinaus zeigen Abbildung 4.18 die Anteile des Doppelleitwerksträgers, Abbildung 4.19 die des Doppeldeckers und Abbildung 4.20 die des Boxwings. Bei allen Konfigurationen machen die induzierten Widerstände ebenfalls einen größeren Anteil aus als bei den entsprechenden nicht elektrischen Konfigurationen. Dies liegt am größeren mittleren Auftriebsbeiwert, bei dem die elektrischen Flugzeuge im Reiseflug operieren. Im Großen und Ganzen ergeben sich allerdings keine signifikanten Änderungen der Widerstandsanteile.

Die Betrachtung der Massenanteile zeigt ebenfalls ein paar leichte Unterschiede zwischen den elektrischen und den nicht elektrischen Konfigurationen. Die maximalen Abflugmassen aller Konfigurationen sind etwas größer als die der nicht elektrischen Konfigurationen. Die Anteile der Flügel sind

(a) Widerstandsanteile, $C_{W,R} = 278$ DC(b) Massenanteile, $m_A = 2946$ kgAbbildung 4.19.: Widerstands- und Massenanteile des el. Doppeldeckers, $b = 18$ m

im elektrischen Fall allerdings stets verringert. Die Verringerung der Flügelfläche dominiert hier also leicht die Vergrößerung der Streckung. Die zusätzlichen Massen der elektrischen Triebwerke sind sehr gering und belaufen sich bei ungefähr einem halben Prozentpunkt. Auch die Massen der Batterien sind sehr gering, obwohl eingangs erwähnt wurde, dass die heutigen Batterien um ein Vielfaches schwerer

(a) Widerstandsanteile, $C_{W,R} = 238$ DC(b) Massenanteile, $m_A = 2932$ kgAbbildung 4.20.: Widerstands- und Massenanteile des el. Boxwings, $b = 18$ m

sind als Kraftstoff. Dies liegt daran, dass die Batteriemassen mit der verfügbaren Energie skaliert sind und somit von der Betriebsdauer der elektrischen Triebwerke abhängen. Insgesamt ergeben sich für den Start und die Landung eine Gesamtdauer von rund einer Minute, weswegen die Batteriemasse sehr gering gehalten werden kann. Letztlich äußert sich die Integration der elektrischen Triebwerke noch

in einer Vergrößerung der Instrumentenmasse gemäß (4.58). In der Summe überwiegen die zusätzlichen Massen der Instrumente, der elektrischen Triebwerke und der Batterien die Erleichterung der Flügelstrukturmasse, wodurch die leichte Erhöhung der maximalen Abflugmasse zum Tragen kommt.

4.3. Auswahl zweier Konfigurationen

Nachdem alle fünf Konfigurationen im Rahmen des Vorentwurfsprozesses ausgelegt und miteinander verglichen wurden sowie zudem ein Konzept zur Auftriebserhöhung durch zusätzliche elektrische Triebwerke untersucht wurde, sollen nun zwei Konfigurationen für weitere Betrachtungen im Rahmen von ALAADy ausgewählt werden.

Grundsätzlich haben die Untersuchungen gezeigt, dass alle Konfigurationen in einem weiten Spannweitenbereich die ALAADy-Anforderungen erfüllen können und somit geeignet sind für die automatische Transportaufgabe. Die Auswahl soll allerdings unter Berücksichtigung der in Abschnitt 1.2 aufgezählten Gesichtspunkte erfolgen. Die Integration zusätzlicher elektrischer Triebwerke hatte viel-

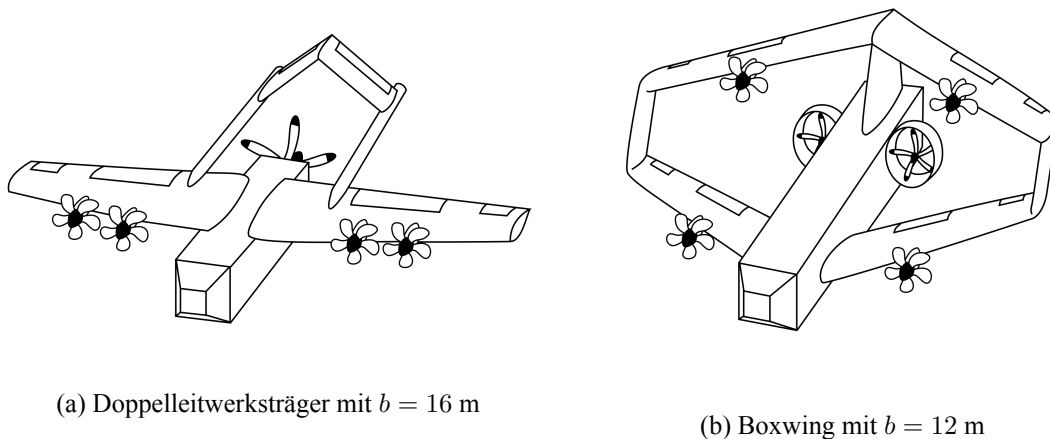


Abbildung 4.21.: Modelle der ausgewählten Konfigurationen

versprechende Ergebnisse zur Folge und ermöglicht eine Verringerung der Spannweite. Aus diesem Grund wird eine elektrische Konfiguration gewählt. Während die Lufttüchtigkeit insbesondere von der Ausführung der Einzelkomponenten und des Betriebssystems abhängt, wurden die Aspekte bezüglich der Wetterempfindlichkeit und der Lärmemissionen nicht untersucht. Die Grundlagen für eine möglichst einfache Auslegung wurden zudem bereits im Rahmen der Vorbetrachtungen und durch die Geometriedefinitionen geschaffen.

Aus diesem Grund werden für die Auswahl der beiden Konfigurationen das Kriterium der hohen Effizienz und das Kriterium der Möglichkeit einer kompakten Ausführung besonders unterstrichen. In der Konsequenz wird zum einen die elektrifizierte Version des Doppelleitwerksträgers für ALAADy ausgewählt, da diese den geringsten Kraftstoffverbrauch aufweist (vgl. Abbildung 4.14). Aufgrund der

Tatsache, dass eine Vergrößerung der Spannweite bei dieser Konfiguration lediglich eine sehr geringe Änderung des verbrauchten Kraftstoffs hervorruft, wird für diese Konfiguration eine Spannweite von 16 m gewählt.

Darüber hinaus wird ebenfalls der elektrische Boxwing mit einer Spannweite von 12 m für weitere Untersuchungen vorgesehen. Wie in Abbildung 4.14 aufgezeigt, kann der Boxwing mit einer sehr kleinen Spannweite ausgeführt werden. Durch eine kompakte Ausführung werden nur geringe Anforderungen an die Startplätze nötig, wodurch der Boxwing fast überall im Rahmen des Werksverkehrs landen könnte.

Abbildung 4.21 zeigt die Modelle der ausgewählten Flugzeugkonfigurationen, so wie sie im Rahmen des Vorentwurfs analysiert wurden. Im nächsten Schritt werden Aspekte der Stabilität und der Steuerbarkeit betrachtet, wodurch sich an den skizzierten Konfigurationen allerdings voraussichtlich weitere Änderungen ergeben werden.

Flugleistungsparameter	Doppelleitwerksträger	Boxwing
Spannweite	16 m	12 m
Flügelfläche	29.4 m ²	33.5 m ²
Streckung	8, 7	4, 3
Gleitzahl	13.8	12, 6
Installierte Leistung	131 kW	162 kW
Elektrische Leistung	23 kW	64 kW
Verrichtete Gesamtarbeit	295 kWh	366 kWh
Maximale Abflugmasse	2386 kg	2675 kg
Nutzmasse	1000 kg	1000 kg
Gesamtkraftstoffmasse	118 kg	146 kg

Tabelle 4.1.: Wichtige Flugleistungsparameter der ausgewählten Flugzeugkonfigurationen

In Tabelle 4.1 sind die wichtigsten Flugleistungsparameter für die ausgewählten elektrischen Versionen des Doppelleitwerksträgers und des Boxwings zusammengefasst. Sie verdeutlicht, dass der Doppelleitwerksträger eine um knapp 30 kg geringere Gesamtkraftstoffmasse aufweist als der Boxwing. Dafür fällt die Spannweite des Boxwings um insgesamt vier Meter geringer aus, was wiederum im Betrieb auf den Flugplätzen für eine erhöhte Konkurrenzfähigkeit sorgen kann. Die Widerstands- und Massenanteile der ausgewählten Flugzeugkonfiguration sind in Abbildung B.6 und Abbildung B.7 im Anhang zu finden.

Letztlich muss berücksichtigt werden, dass diese Untersuchungen mithilfe von Näherungsformeln und vereinfachten Modellen durchgeführt wurden und daher nur Trends aufzeigen.

5. Flugeigenschaftsbetrachtungen

Im Anschluss an die im Rahmen des vorigen Kapitels angestellten Flugleistungsbetrachtungen finden nun ebenfalls Aspekte der statischen und dynamischen Stabilität Berücksichtigung. Grundlage dafür bilden die in Kapitel 4 gefundenen Flugzeugkonfigurationen. Folglich sollen die Geometrien des Doppeldeckersträgers mit einer Spannweite von 16 m und des Boxwings mit einer Spannweite von 12 m im Sinne der Stabilitätsanforderungen modifiziert werden. Dabei soll zunächst sichergestellt werden, dass einerseits der zulässige Schwerpunktbereich eingehalten wird und die Derivativa die korrekten Vorzeichen aufweisen, damit gewünschte Flugzeugreaktionen auf Störgrößen gewährleistet sind, und sich andererseits nur geringe Änderungen der Flugleistungen einstellen. Letztlich sollen die Derivativa der resultierenden Konfigurationen mit dem Programm AVL (*Athena Vortex Lattice*) abgeschätzt und die Polstellen der Eigenbewegungen dargestellt werden.

5.1. Stabilitätsbetrachtungen

Dieser Abschnitt befasst sich mit grundlegenden Betrachtungen der statischen und dynamischen Stabilität. Dafür sollen anhand von einfachen Kriterien geringe Änderungen der Flugzeuggeometrie vorgenommen werden. Abbildung 5.1 gliedert den aktuellen Arbeitsschritt in den ALAADy-Prozessverlauf, der im Rahmen dieser Masterarbeit behandelt wird. An dieser Stelle werden keine nachträglichen

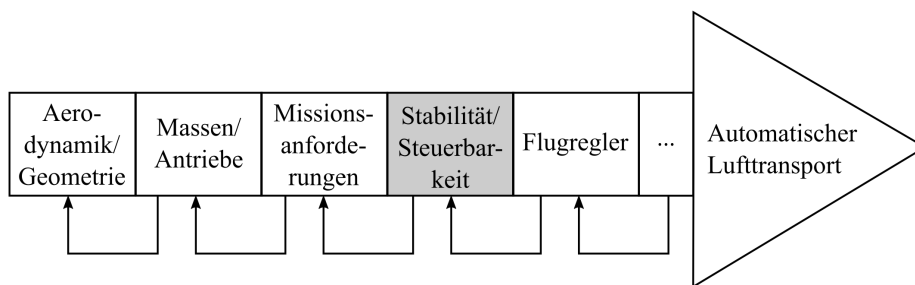


Abbildung 5.1.: ALAADy-Prozessverlauf mit Eingliederung der Flugeigenschaftsbetrachtungen

Modifikationen zur Einhaltung der ALAADy-Anforderungen vorgenommen. Dies liegt darin begründet, dass die zur Abschätzung der Flugleistungen genutzten Methoden grundsätzlich nur sehr ungenau sind. Es kann daher angenommen werden, dass die aus den Geometrieänderungen resultierenden Minderungen der Flugleistungen im Bereich des Fehlerbereichs der Flugleistungsabschätzungen liegen.

Eine nachträgliche Modifikation der Konfigurationen im Hinblick auf die ALAADy-Anforderungen erscheint daher nicht sinnvoll. Allerdings werden die resultierenden Änderungen der Flugleistungen anschließend ermittelt und bewertet.

Die hinsichtlich der Steuerbarkeit und Stabilität vorzunehmenden Anpassungen der Geometrie sollen so gering wie möglich ausfallen, damit die Änderungen der Flugleistungen ebenfalls begrenzt sind. Aus diesem Grund ist ein automatisiertes Vorgehen, so wie es in Abschnitt 4.1 verfolgt wurde, ratsam. Dafür werden analytische Methoden nötig. Die flugmechanischen Derivativa sind allerdings, zusätzlich zur stark eingeschränkten Gültigkeit, die nur nahe des Arbeitspunktes gegeben ist, von einer Vielzahl von Flugzeugkomponenten und Interferenzeffekten abhängig. Die Abschätzungen mittels analytischen Methoden ist daher nur sehr ungenau und in ihrer Aussagekraft stark beschränkt.

Aus diesem Grund werden die Derivativa der modifizierten Konfigurationen im Anschluss mittels des Programms AVL erneut abgeschätzt. Dieses Programm basiert auf dem Wirbelleiterverfahren, weswegen angenommen werden kann, dass die Ergebnisse eine größere Aussagekraft haben. Letztlich wird die Stabilität der unbemannten Fluggeräte im Reiseflug abschließend mithilfe der Polstellen der Eigenbewegungsformen bewertet.

5.1.1. Strategie der Geometriemodifikation

Zur Automatisierung der Geometrieänderungen mit Rücksicht auf Stabilitätskriterien wurde das Tool aus Abschnitt 4.1.2 um die entsprechenden Methoden erweitert. Die grundlegende Strategie, die für die Geometrieänderungen verfolgt wird, ist in Abbildung 5.2 dargestellt.

Als Ausgangspunkt dient hierbei die Basiskonfiguration, die im Rahmen des Vorentwurfs gefunden wurde. Ausgehend von der dabei definierten Geometrie und den einzelnen Massenanteilen können zunächst die Schwerpunkte aller Komponenten sowie der Gesamtschwerpunkt ermittelt werden. Die Schwerpunktberechnung wird in Abschnitt 5.1.2 thematisiert.

Ferner ermöglichen die daraus hervorgehenden Flügel- und Leitwerkshebelarme eine erste analytische Abschätzung der flugmechanischen Derivativa im Reiseflug. Derivativa, die sich im Langsamanflug und unter Berücksichtigung der elektrischen Triebwerke ergeben, finden im Rahmen dieser Masterarbeit keine Verwendung. Genauere Informationen zur Derivativberechnung und insbesondere der für den Boxwing angepassten Abschätzungsformeln können in Abschnitt 5.1.4 gefunden werden.

Im nachfolgenden Block wird eine Stabilitätsprüfung durchgeführt. Dabei wird aus Gründen der Komplexität allerdings nicht die Dynamik der Eigenbewegungen betrachtet. Stattdessen werden einfache Kriterien bezüglich der statischen Stabilität und einzelner Derivativa berücksichtigt. Die Überprüfung des zulässigen Schwerpunktbereichs hinsichtlich der Längsstabilität und der Steuerbarkeit wird entsprechend der in Abschnitt 5.1.3 beschriebenen Beziehungen durchgeführt.

Darüber hinaus werden einzelne Derivativa betrachtet. Hierbei werden prinzipiell der Nickmomentenanstieg $C_{m\alpha}$, der Schieberollmomentenbeiwert $C_{l\beta}$ und die Windfahnenstabilität in Form des Derivativs $C_{n\beta}$ überprüft. Da eine genauere Bewertung der Stabilität an späterer Stelle erfolgt und die ver-

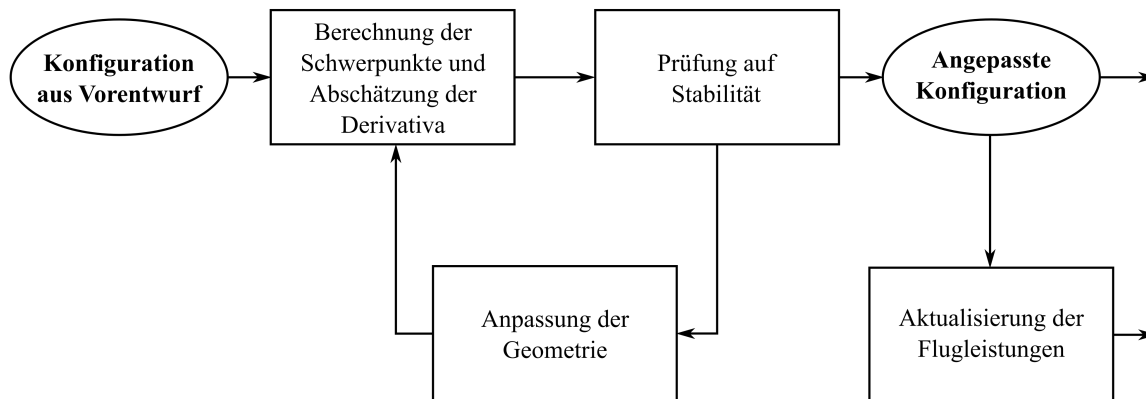


Abbildung 5.2.: Konzeptskizze der Geometrieänderungsstrategie

wendeten analytischen Methoden ohnehin recht ungenau sind, wird dabei in erster Näherung nur auf ein korrektes Vorzeichen geachtet. Letztlich soll das unbemannte Fluggerät im Rahmen von ALAADy mithilfe eines Flugreglers betrieben werden.

Im Falle einer Nichteinhaltung der hier geforderten Stabilitätskriterien werden Modifikationen der Geometrie und eine erneute Überprüfung nötig. Dabei sollen die Geometrieänderungen eine möglichst geringe Auswirkung auf die im Vorfeld ermittelten Flugleistungen haben. Folglich werden diese Änderungen schrittweise vorgenommen. Darüber hinaus werden die Parameter, die eine Auswirkung auf das entsprechende Stabilitätskriterium haben, entsprechend ihres Einflusses auf die Flugleistungen hierarchisiert und die Änderungen in umgekehrter Reihenfolge vorgenommen. Dieses Vorgehen wird in Abschnitt 5.1.5 beschrieben.

Sobald sich entsprechende Konfigurationen des Doppelleitwerksträgers und des Boxwings ergeben, die die Anforderungen erfüllen, werden diese als resultierende Konfigurationen für weitere Untersuchungen ausgewählt. Zusätzlich werden nochmals die Flugleistungen der modifizierten Fluggeräte abgeschätzt, ohne weitere Änderungen zur Einhaltung der ALAADy-Anforderungen vorzunehmen.

Dieser Prozess wird primär für den Fall mit voller Beladung durchgeführt. Eine Ausnahme bildet der zulässige Schwerpunktbereich. Während die Derivativa im Rahmen dieses Geometrieänderungsprozesses ausschließlich für die Flugzeuge bei voller Beladung ermittelt werden, muss die Schwerpunktverschiebung im Falle ohne Beladung beim zulässigen Schwerpunktbereich berücksichtigt werden und kann dabei auch Änderungen der Geometrie hervorrufen.

5.1.2. Schwerpunktberechnung

Für die Ermittlung der Schwerpunkte spielt die Unterbringung der Nutzlast im Rumpf eine sehr wichtige Rolle. Da die Masse der Fracht sowohl beim Doppelleitwerksträger als auch beim Boxwing ungefähr 40% der maximalen Abflugmasse ausmachen, sollte die Position der Fracht nahe des Leermas-

senschwerpunktes liegen, damit die Schwerpunktverschiebung zwischen dem beladenen und dem unbeladenen Flugzeug gering ausfällt. Auf der anderen Seite erfordert eine Auslegung auf Längsstabilität, dass der Gesamtneutralpunkt, der sich aus Flügel und Leitwerk ergibt, hinter dem Schwerpunkt liegt. Im Falle des Doppelleitwerksträgers erfordert dies aufgrund des kurzen Rumpfes eine Anbringung des Flügels nahe des Rumpfhecks. Zusammen mit dem am Rumpfheck installierten Triebwerk, den beiden Leitwerksarmen und dem weit hinten positionierten Leitwerk bedeutet dies allerdings ebenfalls, dass der Gesamtschwerpunkt relativ weit hinten liegt.

Aus diesem Grund wird die Fracht beim Doppelleitwerksträger so weit wie möglich nach vorne gelegt, sodass auch der Schwerpunkt nach vorne wandert. Prinzipiell ist es zwar erstrebenswert, dass die Fracht so nah wie möglich am Schwerpunkt des leeren Flugzeugs liegt, damit sich eine geringe Schwerpunktverschiebung bei der Entladung ergibt, doch dies ist aufgrund der Geometrie des Doppelleitwerksträgers nicht ohne Weiteres möglich. Eine identische Anordnung beim Boxwing ermöglicht überdies eine Verjüngung des Rumpfes hinter dem Laderaum, wodurch die Rumpfmasse und ebenfalls der parasitäre Widerstand verringert werden können. Diese Überlegungen werden zwar nicht in den Flugeleistungsbetrachtungen berücksichtigt, sollen allerdings bei der Frage nach der Unterbringung der Ladung im Rumpf sowie bei den späteren Modellen für VLM (Vortex-Lattice Method) eine Rolle spielen. Abbildung 5.3 zeigt eine Seitenansicht des ALAADy-Rumpfes, so wie er für das unbemannte Fluggerät Anwendung finden könnte.

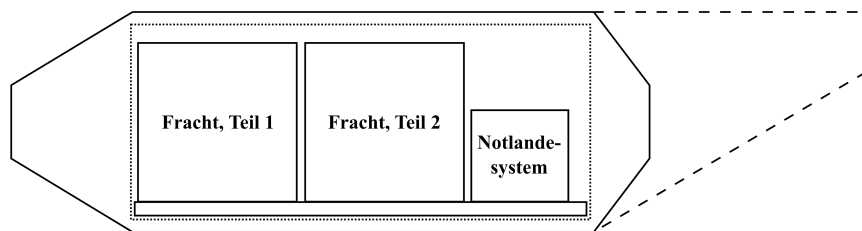


Abbildung 5.3.: Unterbringung der Fracht und des Notlandesystems im Rumpf

Hierbei ist zudem eine Rumpfnase der Länge von einem Meter vorgesehen, die einerseits den Druckwiderstand verringern soll und andererseits die Beladung durch die Ausführung als Halbschalentür ermöglichen soll. Die Fracht, die auf zwei identische Frachtboxen, der Größe einer Europoolpalette aufgeteilt ist, wird direkt dahinter untergebracht. Nahe des Rumpfhecks ist zudem eine Kiste untergebracht, die stellvertretend für das Notlandesystem mitgeführt wird. Die Rumpfausführung des Boxwings ist in gestrichelten Linien dargestellt. Gemäß der Überlegungen wird der Rumpf dabei hinter dem Frachtraum verjüngt.

Die Berechnungen der Flugzeuggesamtschwerpunkte werden unter einigen vereinfachenden Annahmen durchgeführt. Zunächst wird davon ausgegangen, dass die Dichte aller Einzelkomponenten homogen ist und die Massenschwerpunkte damit den geometrischen Schwerpunkten entsprechen. Zusätzlich werden die Massen der Tanks und des Kraftstoffs dem Flügel zugeordnet sowie die Masse

der Elektronik und der Instrumente zusammen mit dem Rumpfteil zusammengefasst. Die Aktuatoren werden ihrer Anzahl entsprechend auf die Leitwerke, den Flügel, die Fahrwerke und den Rumpf aufgeteilt.

Die Berechnung des Gesamtschwerpunkts erfolgt unter Verwendung der Massen aller Komponenten und den entsprechenden Einzelschwerpunkten gemäß den einfachen Beziehungen

$$x_s = \frac{\sum_{i=1}^N (x_{s,i} \cdot m_i)}{\sum_{i=1}^N m_i}, \quad y_s = \frac{\sum_{i=1}^N (y_{s,i} \cdot m_i)}{\sum_{i=1}^N m_i} \quad \text{und} \quad z_s = \frac{\sum_{i=1}^N (z_{s,i} \cdot m_i)}{\sum_{i=1}^N m_i}. \quad (5.1)$$

Die Tabellen B.1 und B.2, die im Anhang B.2 zu finden sind, geben eine Übersicht über die Massen und Einzelschwerpunkte aller Komponenten.

5.1.3. Zulässiger Schwerpunktbereich

Aus Gründen der verbesserten Lesbarkeit und damit die konventionelle Nomenklatur, die für Flugeigenschaftsbetrachtungen wie beispielsweise in [3], [14] oder [37] genutzt wird, Anwendung findet, sollen in diesem Abschnitt im Unterschied zum vorherigen Kapitel die Indizes F für den Flügel, R für den Rumpf, H für das Höhenleitwerk und S für das Seitenleitwerk genutzt werden.

Zunächst wird der zulässige Schwerpunktbereich der unbemannten Flugzeugkonfigurationen überprüft. Aufgrund der Unterschiede der Trimmung und Längssteuerung zwischen dem Doppelleitwerksträger und dem Boxwing müssen unterschiedliche Beziehungen genutzt werden. Abbildung 5.4 zeigt die Kräfte und Momente, die im getrimmten Zustand am Doppelleitwerksträger (Abbildung 5.4a) bzw. am Boxwing (Abbildung 5.4b) wirken.

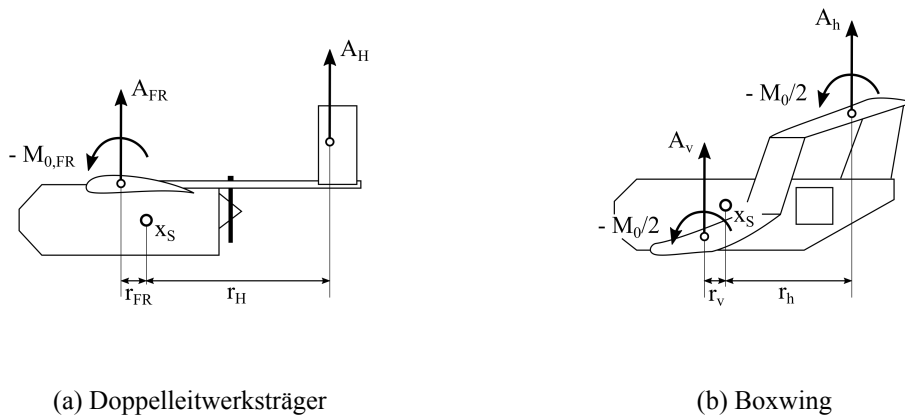


Abbildung 5.4.: Momentenbilanz der Längsbewegung

Für den Doppelleitwerksträger ergibt sich die minimal benötigte Höhenleitwerksfläche wie für gewöhnliche Drachenkonfigurationen gemäß [14] zu

$$\frac{S_H}{S} = \frac{C_{A,FR}}{C_{A,H}} \cdot \frac{q}{q_H} \cdot \frac{\frac{x_s - x_{FR}}{r_H^*} + \frac{l_\mu}{r_H^*} \cdot \frac{C_{m0,FR}}{C_{A,FR}}}{1 - \frac{x_s - x_{FR}}{r_H^*}}. \quad (5.2)$$

Hierbei wird näherungsweise angenommen, dass die Staudrücke am Flügel und am Höhenleitwerk identisch sind, wodurch sich $q/q_H = 1$ ergibt. Der Term r_H^* stellt den Abstand zwischen dem Flügelneutralpunkt und dem Höhenleitwerksneutralpunkt dar und kann für den Doppelleitwerksträger gemäß

$$r_H^* = r_H + r_{FR} = r_H + x_s - x_{FR} \quad \text{bzw. für den Boxwing zu} \quad r_H^* = r_v + r_h \quad (5.3)$$

berechnet werden. Die Auswertung von (5.2) erfordert weiterhin den Flügelnullmomentenbeiwert $C_{m0,FR}$. Dieser wurde mithilfe des frei verfügbaren Tools XFLR5 ermittelt. Dafür wurden Profile der fünfstelligen NACA-Serie gewählt. Entsprechend Abschnitt 4.1.1 enthält der Flügel das Profil NACA 23018 an der Wurzel und NACA 23012 an der Flügelspitze. Das Flügelnullmoment ergibt sich schließlich zu $C_{m0,FR} = -0,01$.

Da im Rahmen des Geometrieänderungsprozesses die meisten Parameter in (5.2) veränderbar sind, kann diese Gleichung nicht ohne Weiteres ausgewertet werden. Aus diesem Grund werden im Sinne einer ersten Abschätzung Werte für $C_{A,FR}/C_{A,H}$ vorgegeben, die sinnvoll erscheinen. Für die Steuerbarkeitsgrenze, die für die vorderste Schwerpunktlage wirksam wird, soll $C_{A,FR}/C_{A,H} \approx -2$ angenommen werden, während für die Stabilitätsgrenze bei der hintersten Schwerpunktlage ein Wert von $C_{A,FR}/C_{A,H} \approx 1,4$ gewählt wird [51].

Für den Boxwing muss die Beziehung abgeändert werden. Hierbei soll der vordere Flügel (Index v) zur Trimmung genutzt werden. Unter der Berücksichtigung, dass die Gesamtflügelfläche der Summe des vorderen und des hinteren Flügels (Index h) entspricht, ergibt sich als eine erste Abschätzung für die vordere Flügelfläche (s. Abschnitt A.4 für weitere Informationen):

$$\frac{S_v}{S} = \frac{C_{A,h}}{C_{A,v}} \cdot \frac{\frac{r_h}{r_H^*} - \frac{l_\mu}{r_H^*} \cdot \frac{C_{m0}}{C_{A,h}}}{\frac{r_h}{r_H^*} \cdot \left(\frac{C_{A,h}}{C_{A,v}} - 1 \right) + 1} \quad (5.4)$$

Das Gesamtflügelnullmoment wird unter Verwendung der Profile NACA 23024 für die Flügelwurzel, NACA 23016 für die Flügelspitze sowie des symmetrischen Profils NACA 0016 für die Vertikalflügel mittels XFLR5 zu $C_{m0,FR} = -0,1$. Da der Schwerpunkt beim Boxwing zwischen beiden Flügeln liegt und diese bei ähnlichen Auftriebsbeiwerten operieren, wird hier davon ausgegangen, dass die Steuerbarkeit des Boxwings keine Herausforderung darstellt. Prinzipiell können zur Steuerung zusätzlich die Klappen des hinteren Flügels zur Hilfe genommen werden. Für die Stabilitätsgrenze bei vorderster Schwerpunktlage soll davon ausgegangen werden, dass das Auftriebsverhältnis bei $C_{A,h}/C_{A,v} \approx 1,2$ liegt. Vor dem Hintergrund, dass der vordere Flügel bei etwas größeren Auftriebsbeiwerten operieren sollte als der hintere Flügel, erscheint dieser Grenzwert sinnvoll.

5.1.4. Abschätzung flugmechanischer Derivativa

Dieser Abschnitt beschreibt die Näherungsformeln, mithilfe derer die flugmechanischen Derivativa für die beiden Flugzeugkonfigurationen analytisch abgeschätzt werden. Aufgrund der ungewöhnlichen Anordnung des Boxwings, die durch das geschlossene Flügelsystem, die veränderte Seitenleitwerkseffektivität, die Vertikalflügel und die Nutzung des vorderen Flügels zur Trimmung bedingt sind, erfordert die Ermittlung der Derivativa einige Anpassungen der genutzten Beziehungen. Da diese für das Verständnis der resultierenden Derivativa wichtig sind, kann auf die Darstellung der verwendeten Formeln an dieser Stelle nicht verzichtet werden.

Für die nachfolgend aufgezeigten Beziehungen werden eine Reihe von vereinfachenden Annahmen getroffen. Diese umfassen die folgenden Vereinfachungen:

- Es gelten alle Vereinfachungen, die in Abschnitt 3.1 getroffen wurden.
- Die Derivativa ergeben sich für einen um den Reiseflug linearisierten Arbeitspunkt. Dadurch wird in erster Näherung davon ausgegangen, dass die Längs- und Seitenbewegungen entkoppelt sind.
- Die Derivativa des Doppelleitwerksträgers werden unter der Annahme von äquivalenten Höhen- und Seitenleitwerken ermittelt. Die kombinierten Ruderausschläge, die sich durch das invertierte V-Leitwerk ergeben, werden dabei vernachlässigt.
- Infolge von Reibungsverlusten und Verdrängungen entspricht der dynamische Druck, der am Flügel wirkt, eigentlich nicht dem am Leitwerk. Dies wird hier allerdings vernachlässigt, sodass für die Staudruckverhältnisse am Höhenleitwerk $q_H/q = 1$ und am Seitenleitwerk $q_S/q = 1$ angenommen werden. Diese Formelzeichen werden in den Formeln nicht mehr erwähnt.

Sofern nicht explizit anders erwähnt, werden für den Boxwing die gleichen Beziehungen genutzt, wobei im Falle der Längsbewegung der Teil des Höhenleitwerks durch den hinteren Flügel und des Flügels durch den vorderen Flügel ersetzt werden muss. Die Trimmung des Boxwings soll zwar vom vorderen Flügel übernommen werden, doch im Rahmen der Derivativberechnungen spielen die geometrischen Gegebenheiten und die induzierten Geschwindigkeiten die entscheidende Rolle.

Auftrieb

Die hier betrachteten Auftriebsderivativa umfassen den Auftriebsanstieg $C_{A\alpha}$, den Nickauftriebsbeiwert C_{Aq} sowie den Höhenruderauftriebsbeiwert $C_{A\eta}$.

Auftriebsanstieg: Der Auftriebsanstieg des gesamten Flugzeugs ergibt sich aus der Summe des Flügelanteils sowie des Leitwerksanteils, wobei zu berücksichtigen ist, dass die Anstellwinkelerhöhung am Flügel zu einer Zirkulationsvergrößerung und damit zu einem vergrößerten Abwind am Höhenleitwerk führt, der durch den Term $\partial\alpha_W/\partial\alpha$ charakterisiert ist. Der Auftriebsanstieg kann nach [37] also näherungsweise als

$$C_{A\alpha} = (C_{A\alpha})_{FR} + \left(1 - \frac{\partial\alpha_W}{\partial\alpha}\right) \frac{S_H}{S} \cdot (C_{A\alpha})_H \quad (5.5)$$

abgeschätzt werden. Die Auftriebsanstiege der einzelnen Anteile hängen hauptsächlich vom Grundriss ab und können im Falle des Doppelleitwerksträgers mithilfe der Traglinientheorie bzw. für kleine Werte der Streckung nach der erweiterten Traglinientheorie abgeschätzt werden [42]. Für das Höhenleitwerk ergibt sich dabei unter Berücksichtigung des Effizienzfaktors e_H [51]:

$$(C_{A\alpha})_H = \begin{cases} 2\pi \cdot \frac{\Lambda_H e_H}{2 + \Lambda_H e_H} & \text{für } \Lambda_H > 5 \\ \frac{\pi \cdot \Lambda_H e_H}{\sqrt{1 + \frac{1}{4}\Lambda_H^2 e_H^2} + 1} & \text{für } \Lambda_H \leq 5 \end{cases} \quad (5.6)$$

Dieselbe Beziehung soll ebenfalls für den Hauptflügel genutzt werden. Zur Bestimmung des Flügelleffizienzfaktors des invertierten V-Leitwerks muss die große V-Stellung berücksichtigt werden. Aus diesem Grund wird zur Modellierung dieses Faktors eine Beziehung aus [30] gewählt, die wie (4.33) von einem theoretisch möglichen Maximalwert ausgeht. Allerdings findet hier zusätzlich der Korrekturfaktor $k_{e,\vartheta}$ Verwendung:

$$e = e_{theo} \cdot k_{e,F} \cdot k_{e,D0} \cdot k_{e,M} \cdot k_{e,\vartheta} \quad (5.7)$$

$$k_{e,\vartheta} = \left[1 + \frac{1}{k_{WL}} \cdot \left(\frac{1}{\cos(\vartheta)} - 1 \right) \right]^2$$

Aufgrund der großen V-Stellung wird gemäß [30] ein verhältnismäßig hoher Wert von $k_{WL} = 3,0$ genutzt. Der am Höhenleitwerk induzierte Abwind wird für den Doppelleitwerksträger mithilfe der Beziehung

$$\frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha} = 1 - \frac{\sqrt{4 + \Lambda^2 \cdot \left(\frac{1}{\cos(\varphi)^2} - Ma^2 \right)} - 2 - \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{s}{r_H} \right)^2 \cdot \left(\frac{1}{\cos(\varphi)^2} - Ma^2 \right)}{2 + \sqrt{4 + \Lambda^2 \cdot \left(\frac{1}{\cos(\varphi)^2} - Ma^2 \right)}} \quad (5.8)$$

abgeschätzt, die aus [17] entnommen ist und ausschließlich von geometrischen Größen abhängt.

Für die Berechnung des Gesamtauftriebsanstiegs des Boxwings kann gleichwohl (5.5) Verwendung finden. Allerdings erfordert das geschlossene Flügelsystem einige Anpassungen. Die Auftriebsanstiege beider Teilflügel sollen dabei nach [40] anhand entsprechender Referenzflügel der gleichen Grundrisse abgeschätzt werden, was mithilfe von (5.6) geschehen kann. Die Auftriebsanstiege der einzelnen Teilflügel des Boxwings ergeben sich dann nach

$$(C_{A\alpha})_{box,iso} = 2 \cdot \frac{2 + \sqrt{\Lambda_{ref} \cdot (1 + \tan(\varphi)^2) + 4}}{2 + \sqrt{4 \cdot \Lambda_{ref} \cdot (1 + \tan(\varphi)^2) + 4}} \cdot (C_{A\alpha})_{ref} \quad (5.9)$$

Auch bei der Abschätzung des induzierten Abwindes am hinteren Flügel muss der nicht planaren Natur des Flügelsystems Rechnung getragen werden. Aus diesem Grund ist (5.8) nicht zur Abwindbestimmung geeignet. Stattdessen findet eine Relation aus [39] Verwendung, die den vertikalen Abstand zwischen beiden Flügeln einbezieht. Unter Vernachlässigung der Kompressibilität lautet sie

$$\frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha} = 4,44 \cdot k_\Lambda \cdot k_\lambda \cdot k_{h/b} \cdot \sqrt{\cos(\varphi)}, \quad (5.10)$$

wobei die Faktoren k_Λ Effekte der Streckung, k_λ den Einfluss der Zuspitzung und $k_{h/b}$ die bereits genannten Auswirkungen des vertikalen Abstands repräsentieren. Diese Beziehungen werden nach

$$\begin{aligned} k_\Lambda &= \frac{1}{\Lambda} - \frac{1}{1 + \Lambda^{1,7}} \\ k_\lambda &= \frac{10 - 3 \cdot \lambda}{7} \\ k_{h/b} &= \frac{1 - h/b}{(r_H^*/s)^{1/3}} \end{aligned} \quad (5.11)$$

ausgewertet. Dabei werden die Streckung, die Zuspitzung und die Pfeilung des vorderen Flügels genutzt.

Nickauftriebsbeiwert: Aufgrund der veränderten Anströmung der Flügel und des Leitwerks, wenn das Fluggerät eine Nickbewegung vollführt, ergibt sich eine Änderung des Gesamtauftriebs. Aufgrund des meist geringen Abstands des Flügels vom Schwerpunkt und der damit verbundenen geringen Anströmungsänderung wird dieser Teil vernachlässigt, sodass sich für den Doppelleitwerksträger ein Derivat nach [37] von

$$C_{Aq} = (C_{A\alpha})_H \cdot \frac{r_H}{l_\mu} \cdot \frac{S_H}{S} \quad (5.12)$$

ergibt. Im Falle des Boxwings nehmen die Abstände des vorderen und des hinteren Flügels vom Schwerpunkt relativ ähnliche Werte an. Eine Vernachlässigung einer dieser Anteile ist daher nicht mehr zulässig. Somit ergibt sich für den Boxwing eine angepasste Beziehung, die

$$C_{Aq} = (C_{A\alpha})_h \cdot \frac{r_h}{l_\mu} \cdot \frac{S_h}{S} - (C_{A\alpha})_v \cdot \frac{r_v}{l_\mu} \cdot \frac{S_v}{S} \quad (5.13)$$

lautet. Hierbei leistet der hintere Flügel wie das Höhenleitwerk in (5.12) einen positiven Beitrag, während der vordere Flügel aufgrund der lokalen Anstellwinkelminderung eine Verringerung des Gesamtauftriebs hervorruft.

Höhenruderauftriebsbeiwert: Infolge eines Höhenruderausschlags ergibt sich eine lokale Zusatzzirkulation, die durch eine Anstellwinkeländerung $\partial\alpha/\partial\eta$ repräsentiert werden kann. Diese ruft am äquivalenten Höhenleitwerk des Doppelleitwerksträgers bzw. am vorderen Flügel des Boxwings eine Auftriebsänderung hervor, die nach [37] mit

$$C_{A\eta} = (C_{A\alpha})_H \cdot \frac{S_H}{S} \cdot \frac{\partial\alpha}{\partial\eta} \quad (5.14)$$

bestimmt werden kann. Die Änderung des Anstellwinkels kann dabei mithilfe der Relation

$$\frac{\partial\alpha}{\partial\eta} = \frac{s_{HR}}{s} \cdot \left[1 - \frac{2}{\pi} \cdot \left[\arccos \sqrt{\frac{l_{HR}}{l_\mu}} - \sqrt{\frac{l_{HR}}{l_\mu} \cdot \left(1 - \frac{l_{HR}}{l_\mu} \right)} \right] \right], \quad (5.15)$$

die in Analogie zu [13] gebildet werden kann, abgeschätzt werden. Dabei spielt das Verhältnis zwischen Höhenrudertiefe und Flügeltiefe l_{HR}/l_μ eine entscheidende Rolle. Vor dem Hintergrund, dass sich das Höhenruder nicht über die gesamte Spannweite des Flügels erstreckt, wurde die Beziehung aus [13] in erster Näherung um das Verhältnis s_{HR}/s erweitert.

Widerstand

Die Berechnung der Widerstandsderivativa soll im Rahmen dieser Arbeit auf den Widerstandsanstieg $C_{W\alpha}$ begrenzt werden.

Widerstandsanstieg: Mit der Annahme, dass sich der Widerstand lediglich durch eine Änderung des induzierten Widerstandes ändert, kann der Widerstandsanstieg durch eine einfache Ableitung des Widerstandes nach dem Anstellwinkel gefunden werden und ergibt sich näherungsweise durch die Relation

$$C_{W\alpha} = \frac{2}{\pi \Lambda e} \cdot \left[(C_A)_{FR} (C_{A\alpha})_{FR} + \left(1 - \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha} \right) \frac{S_H}{S} \cdot \frac{\Lambda e}{\Lambda_H e_H} (C_A)_H (C_{A\alpha})_H \right], \quad (5.16)$$

die für Doppelleitwerksträger und Boxwing gleichermaßen genutzt werden kann. Eine Dokumentation zu dieser Ableitung kann in Abschnitt A.3 im Anhang gefunden werden.

Seitenkraft

Die Seitenkraftderivativa, die hier betrachtet werden, umfassen den Schiebeseitenkraftbeiwert $C_{Y\beta}$, den Rollseitenkraftbeiwert C_{Yp} , den Gierseitenkraftbeiwert C_{Yr} sowie den Seitenruderseitenkraftbeiwert $C_{Y\zeta}$.

Schiebeseitenkraftbeiwert: Infolge einer Queranströmung unter einem Schiebewinkel β wird am Flugzeug eine Seitenkraft hervorgerufen. Dabei haben beim Doppelleitwerksträger sowohl der Flügel und der Rumpf als auch das Seitenleitwerk einen Anteil an der Gesamtseitenkraft [37]:

$$C_{Y\beta} = (C_{Y\beta})_F + (C_{Y\beta})_R + (C_{Y\beta})_{S,ges} \quad (5.17)$$

Der Flügelanteil setzt sich zusammen aus einer Erhöhung des Flügelwiderstandsbeiwerts infolge des Schiebewinkels $C_{W\beta}$ sowie einem Anteil, der sich bei einer V-Stellung durch den veränderten lokalen Anstellwinkel ergibt. Der Flügel kann laut [37] durch

$$(C_{Y\beta})_F = -C_{W\beta} - (C_{A\alpha})_{FR} \cdot \vartheta^2 \quad (5.18)$$

dargestellt werden, wobei die Widerstandserhöhung durch den Schiebewinkel klein ist und aus diesem Grund $C_{W\beta} \approx 0$ gesetzt wird [3]. Der Rumpfbeitrag hängt vom Rumpfvolumen V_R ab. Nach [37] kann dieser näherungsweise als

$$(C_{Y\beta})_R = -0,2 \cdot \frac{V_R^{2/3}}{S} \quad (5.19)$$

bestimmt werden. Der Beitrag des Seitenleitwerks hat einen ähnlichen Einfluss wie das Höhenleitwerk auf den Auftriebsanstieg. Durch die Flügel-Rumpf-Kombination stellt sich ein Seitenwind ein, der den effektiven Schiebewinkel am Seitenleitwerk um $\partial \beta_W / \partial \beta$ ändert. Für den Seitenleitwerksanteil ergibt sich damit nach [37] die Beziehung

$$(C_{Y\beta})_{S,ges} = \underbrace{\left(1 + \frac{\partial \beta_W}{\partial \beta} \right)}_{\partial \beta_S / \partial \beta} \cdot \frac{S_S}{S} \cdot (C_{Y\beta})_S. \quad (5.20)$$

Die Schiebewinkeländerung $\partial\beta_S/\partial\beta$, die sich am Seitenleitwerk einstellt, kann mithilfe von Abbildung B.3 im Anhang in Abhängigkeit von der Flügelanordnung abgelesen werden. Für den Doppelleitwerksträger ergibt sich damit ein Wert von $\partial\beta_S/\partial\beta \approx 0,5$ im Reiseflug. Beim Boxwing ergibt sich aufgrund der Ausführung des vorderen Flügels als Tiefdecker ein erhöhter Wert von $\partial\beta_S/\partial\beta \approx 1,25$. Der Schiebeseitenkraftbeiwert des Seitenleitwerks kann in Analogie zum Auftriebsanstieg mithilfe der Relationen (5.6) und (5.7), allerdings mit umgekehrten Vorzeichen, ermittelt werden.

Für den Boxwing kommt zu den Anteilen, die in (5.17) aufgezählt sind, noch der Anteil der Vertikalflügel hinzu. Somit ergibt sich der gesamte Schiebeseitenkraftbeiwert zu

$$C_{Y\beta} = (C_{Y\beta})_F + (C_{Y\beta})_R + (C_{Y\beta})_{S,ges} + (C_{Y\beta})_{VF,ges}. \quad (5.21)$$

An dieser Stelle wird vereinfachend angenommen, dass sich die Anströmverhältnisse an dem der Strömung abgewandten Vertikalflügel aufgrund der vorherigen Umströmung des Rumpfes nicht signifikant ändern, sodass sich der Anteil für beide Vertikalflügel mithilfe von

$$(C_{Y\beta})_{VF,ges} = 2 \cdot \frac{S_{VF}}{S} (C_{Y\beta})_{VF} \quad (5.22)$$

abschätzen lässt. Hierbei werden erneut (5.6) und (5.7) für die Berechnung der Einzelschiebeseitenkraftbeiwerte zu Rate gezogen. Letztlich ist der hintere Flügel des Boxwings auf dem Seitenleitwerk angebracht. Dadurch ergibt sich ein Endscheibeneffekt, der die Effektivität des Seitenleitwerks steigert. Nach [47] kann dies durch eine veränderte Streckung berücksichtigt werden:

$$\Lambda_{S,eff} = \frac{\Lambda_S}{\kappa_S} \quad (5.23)$$

Für den Korrekturfaktor ergibt sich für den Fall, dass die Seitenleitwerksspannweite deutlich kleiner als die der Endscheibe ist ($b/b_S > 3$), ein Korrekturfaktor von $\kappa_S \approx 0,52$

Rollseitenkraftbeiwert: Für die Seitenkraft infolge einer Rollbewegung ergibt sich laut [37] für beide Flugzeugtypen ein Rollseitenkraftbeiwert von

$$C_{Yp} = \frac{1}{2} \cdot \frac{S_S}{S} \cdot \frac{b_S}{s} \cdot (C_{Y\beta})_S. \quad (5.24)$$

Beim Boxwing wird der Einfluss der V-Stellung dabei vernachlässigt, weil der vordere und der hintere Flügel annähernd symmetrisch sind. Die Unterschiede, die sich aufgrund des durch den Rumpf verdeckten Flügelanteils ergeben, werden als gering angenommen.

Gierseitenkraftbeiwert: Der Gierseitenkraftbeiwert ergibt sich für den Doppelleitwerksträger und den Boxwing unter der Annahme, dass nur das Seitenleitwerk einen Einfluss hat, nach [37] zu

$$C_{Yr} = -\frac{S_S}{S} \cdot \frac{r_S}{s} \cdot (C_{Y\beta})_S. \quad (5.25)$$

Dieser Anteil ergibt sich durch die effektive Anströmungsänderung am Seitenleitwerk infolge der Giergeschwindigkeit.

Seitenruderseitenkraftbeiwert: Ein Ausschlag des Seitenruders führt zu einer Vergrößerung der Zirkulation am Seitenleitwerk, wodurch eine Seitenkraft erzeugt wird. Dies kann mit der Beziehung

$$C_{Y\zeta} = \frac{\partial\beta_S}{\partial\zeta} \cdot \frac{S_S}{S} \cdot (C_{Y\beta})_S \quad (5.26)$$

berechnet werden [37]. Die Änderung des effektiven Schiebewinkels am Seitenleitwerk $\partial\beta_S/\partial\zeta$ kann dabei ebenfalls mit (5.15) abgeschätzt werden.

Rollmoment

Im Rahmen der Rollmomentenderivativberechnung werden der Schieberollmomentenbeiwert $C_{l\beta}$, das Rolldämpfungsderivativ C_{lp} , der Gierrollmomentenbeiwert C_{lr} sowie infolge der Ruderausschläge der Querruderrollmomentenbeiwert $C_{l\zeta}$ und der Seitenruderrollmomentenbeiwert $C_{l\zeta}$ berechnet.

Schieberollmomentenbeiwert: Im Falle des Doppelleitwerksträgers ergibt sich der Schieberollmomentenbeiwert unter Berücksichtigung der Flügel- und Seitenleitwerksanteile. Zur Abschätzung des Derivativs ergibt sich somit nach [37] die Beziehung

$$C_{l\beta} = (C_{l\beta})_{F,p} + (C_{l\beta})_S, \quad (5.27)$$

wobei die Anteile, die die Einflüsse der Flügelpfeilung und der V-Stellung beschreiben, beim Doppelleitwerksträger entfallen. Somit bleibt der Einfluss, der sich aufgrund der Position des Flügels am Rumpf ergibt. Mithilfe von Abbildung B.4 im Anhang lässt sich grafisch ein Wert von $(C_{l\beta})_{F,p} \approx -0,1$ für einen quaderförmigen Rumpf ermitteln. Für den Boxwing ergibt sich entsprechend für Tiefdecker $(C_{l\beta})_{F,p} \approx 0,1$. Der Anteil des hinteren Flügels findet dabei keine Beachtung, da er nicht direkt am Rumpf installiert ist. Der Anteil des Seitenleitwerks kann laut [37] als

$$(C_{l\beta})_S = \left(1 + \frac{\partial \beta_W}{\partial \beta}\right) \cdot \frac{S_S}{S} \cdot \frac{r_S}{s} \cdot \left(\frac{z_S}{r_S} - \alpha\right) \cdot (C_{Y\beta})_S \quad (5.28)$$

abgeschätzt werden. Dabei entspricht z_S dem vertikalen Abstand des mittleren Seitenleitwerksneutralpunktes zum Schwerpunkt. Für den Reiseflug wird ein mittlerer Anstellwinkel von $\alpha = 2,5^\circ$ angenommen.

Das Schieberollmoment des Boxwings kann auf eine ähnliche Weise aufgestellt werden. Die Einflüsse der Pfeilung und der V-Stellung werden hier ebenfalls aufgrund der näherungsweise symmetrischen Natur der Flügel vernachlässigt. Allerdings muss der Beitrag der Vertikalflügel einbezogen werden, sodass sich

$$C_{l\beta} = (C_{l\beta})_{F,p} + (C_{l\beta})_S + (C_{l\beta})_{VF} \quad (5.29)$$

ergibt. Dabei entspricht der Vertikalflügelanteil dem Moment, das infolge der Seitenkraft und durch den vertikalen Versatz zwischen mittlerem Vertikalflügelneutralpunkt und dem Schwerpunkt hervorgerufen wird:

$$(C_{l\beta})_{VF} = 2 \cdot \frac{S_{VF}}{S} \cdot \frac{z_{VF}}{s} \cdot (C_{Y\beta})_{VF} \quad (5.30)$$

In Abhängigkeit vom Schwerpunkt kann dieser Anteil stabilisierend oder auch destabilisierend wirken. In jedem Fall ist dieser Anteil allerdings gering.

Rolldämpfungsbeiwert: Die Rolldämpfung wird maßgeblich durch den Flügel hervorgerufen. Aus diesem Grund kann der Anteil, der sich aus dem Seitenleitwerk ergibt, vernachlässigt werden. Laut [42] kann die Rolldämpfung durch

$$C_{lp} = -\frac{1}{4} \cdot \frac{\pi \Lambda}{\sqrt{\frac{\Lambda^2}{4} + 4} + 2} \quad (5.31)$$

angenähert werden. Dabei handelt es sich um eine Beziehung für ungepfeilte Flügel. Dies entspricht beim Boxwing einer erheblichen Vereinfachung.

Gierrollmomentenbeiwert: Der Gierrollmomentenbeiwert enthält sowohl für den Doppelleitwerksträger als auch für den Boxwing Anteile, die vom Flügel, und Anteile, die vom Seitenleitwerk hervorgerufen werden [37]:

$$C_{lr} = (C_{lr})_F + (C_{lr})_S \quad (5.32)$$

Der Flügelanteil ergibt sich aufgrund der ungleichen Anströmung der beiden Flügelhälften, die auf der vorlaufenden Seite zu einer Erhöhung und auf der rücklaufenden Seite zu einer Verringerung des Auftriebs führt. Dies führt zu einem Rollmoment, dessen Anteil vereinfachend durch

$$(C_{lr})_F = \frac{C_A}{4} \cdot \left(1 + \frac{\sqrt{\frac{\Lambda^2}{4} + 1} + 1}{\sqrt{\frac{\Lambda^2}{4} + 4 + 2}} \right) \quad (5.33)$$

beschrieben werden kann. Dabei handelt es sich streng genommen um die Formel für einen Ellipsenflügel [37]. Der Seitenleitwerksanteil ergibt sich durch die veränderte Anströmung gemäß

$$(C_{lr})_S = -\frac{S_S}{S} \cdot \frac{r_S}{s} \cdot \left(\frac{z_S - r_S \cdot \alpha}{s} \right) (C_{Y\beta})_S \quad (5.34)$$

Hierin stellt r_S den horizontalen Abstand des mittleren Seitenleitwerksneutralpunktes vom Schwerpunkt dar.

Querruderrollmomentenbeiwert: Der Querruderrollmomentenbeiwert wird für beide Flugzeugtypen unter der Annahme eines antisymmetrischen Ruderausschlags auf beiden Flügelhälften gemäß [37] mithilfe der Relation

$$C_{l\xi} = -\frac{4}{3} \cdot \frac{\Lambda}{\sqrt{\frac{\Lambda^2}{4} + 4 + 2}} \cdot \frac{\partial \alpha}{\partial \xi} \cdot \left[1 - \left(\frac{y_{QR}}{s} \right) \right]^{3/2} \quad (5.35)$$

abgeschätzt. Die Änderung des effektiven Anstellwinkels im Bereich der Querruderposition $\partial \alpha / \partial \xi$ wird ebenfalls mithilfe von (5.15) ermittelt. Die Koordinate y_{QR} repräsentiert den mittleren Abstand in y -Richtung des Querruders vom Schwerpunkt.

Seitenruderrollmomentenbeiwert: Der Seitenruderausschlag führt aufgrund des vertikalen Abstands des Seitenruderdruckpunktes zum Schwerpunkt zu einem Rollmoment, das in Analogie zum Schieberollmomentenbeiwert berechnet werden kann [37]:

$$C_{l\zeta} = \frac{S_S}{S} \cdot \frac{r_S}{s} \cdot \left(\frac{z_S}{r_S} - \alpha \right) \cdot \frac{\partial \beta_S}{\partial \zeta} \cdot (C_{Y\beta})_S \quad (5.36)$$

Auch die Änderung des Seitenleitwerksschiebewinkels infolge des Seitenruderausschlags $\partial \beta_S / \partial \zeta$ kann nach (5.15) angenähert werden.

Nickmoment

Die Betrachtung der Nickmomentenbeiwerte beinhaltet den Nickmomentenanstieg $C_{m\alpha}$, das Nickdämpfsderivativ C_{mq} , den Höhenrudernickmomentenbeiwert $C_{m\eta}$ sowie den Nickmomentenbeiwert aufgrund eines Klappenausschlags $C_{m\delta_K}$.

Nickmomentenanstieg: Der Nickmomentenanstieg ergibt sich in Analogie zu (5.5) unter Hinzunahme der entsprechenden Hebelarme zu [37]:

$$C_{m\alpha} = (C_{A\alpha})_{FR} \cdot \left[\frac{x_s - x_{FR}}{l_\mu} - \left(1 - \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha} \right) \cdot \frac{r_H^*}{l_\mu} \cdot \frac{S_H}{S} \cdot \frac{(C_{A\alpha})_H}{(C_{A\alpha})_{FR}} \right] \quad (5.37)$$

Diese Beziehung ist in dieser Form ebenfalls für den Boxwing nach Anpassung der entsprechenden Anteile für den vorderen und den hinteren Flügel gültig.

Nickdämpfungsbeiwert: Der Nickdämpfungsbeiwert des Doppelleitwerksträgers kann aufgrund des geringen Hebelarms des Hauptflügels durch den alleinigen Anteil des Höhenleitwerks angenähert werden. Dadurch ergibt sich nach [37]

$$C_{mq} = -\frac{S_H}{S} \cdot \left(\frac{r_H}{l_\mu} \right)^2 (C_{A\alpha})_H \quad (5.38)$$

Für den Boxwing müssen aufgrund der ähnlichen Werte der Hebelarme beide Flügelanteile berücksichtigt werden, wodurch sich

$$C_{mq} = -\frac{S_v}{S} \cdot \left(\frac{r_v}{l_\mu} \right)^2 (C_{A\alpha})_v - \frac{S_h}{S} \cdot \left(\frac{r_h}{l_\mu} \right)^2 (C_{A\alpha})_h \quad (5.39)$$

ergibt. Hierbei wirken beide Flügel der Nickbewegung entgegen und haben in der Konsequenz eine dämpfende Wirkung.

Höhenrudernickmomentenbeiwert: Das Höhenrudernickmoment ergibt sich durch eine lokale Auftriebserhöhung, die durch den Ausschlag des Höhenruders hervorgerufen wird. Dieser führt zu einer Vergrößerung des effektiven Anstellwinkels am Höhenleitwerk $\partial \alpha_H / \partial \eta$, welche ebenfalls durch (5.15) abgeschätzt werden kann. Das Höhenrudernickmoment des Doppelleitwerksträgers ergibt sich dabei nach [37] zu

$$C_{m\eta} = -\frac{S_H}{S} \cdot \frac{r_H}{l_\mu} \cdot \frac{\partial \alpha_H}{\partial \eta} \cdot (C_{A\alpha})_H \quad (5.40)$$

Ein positiver Ruderausschlag führt damit zu einem negativen Nickmoment und wirkt damit abnickend. Im Falle des Boxwings soll der vordere Flügel zur Trimmung genutzt werden. Dabei sorgt ein positiver Ruderausschlag folglich für ein aufnickendes Moment. Die Anwendung von (5.40) für den Boxwing erfordert daher eine Umkehrung des Vorzeichens.

Nickmoment durch Klappenausschlag: Letztlich ist das Nickmoment, das aus der Nutzung von Klappen resultiert, im Hinblick auf die Trimmung in der Hochauftriebskonfiguration von großem Interesse. Für den Doppelleitwerksträger resultiert ein Klappenausschlag am Flügel zunächst in einer Erhöhung des lokalen Anstellwinkels $\partial \alpha / \partial \delta_K$ (Abschätzung durch (5.40)), wodurch sich eine Vergrößerung des Auftriebs am Hauptflügel einstellt. Gleichzeitig führt dies zu einer Vergrößerung des Abwindes am Höhenleitwerk, wodurch sich das durch das Höhenleitwerk hervorgerufene Moment verringert. Der zugehörige Nickmomentenbeiwert wird daher gemäß

$$C_{m\delta_K} = (C_{A\alpha})_{FR} \cdot \left[\frac{x_s - x_{FR}}{l_\mu} \cdot \frac{\partial \alpha}{\partial \delta_K} - \left(1 - \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha} \cdot \frac{\partial \alpha}{\partial \delta_K} \right) \cdot \frac{r_H^*}{l_\mu} \cdot \frac{S_H}{S} \cdot \frac{(C_{A\alpha})_H}{(C_{A\alpha})_{FR}} \right] \quad (5.41)$$

abgeschätzt. Im Falle des Boxwings soll eine Auftriebserhöhung durch den kombinierten Klappen-
ausschlag am vorderen und am hinteren Flügel erreicht werden. Unter der Voraussetzung, dass diese
gleichermaßen ausgeschlagen werden, kann (5.41) näherungsweise zu

$$C_{m\delta_K} = (C_{A\alpha})_v \cdot \left[\frac{r_v}{l_\mu} \cdot \frac{\partial \alpha}{\partial \delta_K} - \left(1 - \left(\frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha} - 1 \right) \cdot \frac{\partial \alpha}{\partial \delta_K} \right) \cdot \frac{r_H^*}{l_\mu} \cdot \frac{S_h}{S} \cdot \frac{(C_{A\alpha})_h}{(C_{A\alpha})_v} \right] \quad (5.42)$$

erweitert werden. Nähere Informationen zur Abschätzungsformel für das Nickmoment durch den
Klappenausschlag können Abschnitt A.4 im Anhang entnommen werden.

Giermoment

Für die Gierbewegung werden der Schiebegiermomentenbeiwert $C_{n\beta}$, der Rollgiermomentenbeiwert
 C_{np} , das Gierdämpfungsderivativ C_{nr} , der Querrudergiermomentenbeiwert $C_{n\xi}$ sowie der Seitenru-
dergiermomentenbeiwert $C_{n\zeta}$ betrachtet.

Schiebegiermomentenbeiwert: Der Schiebegiermomentenbeiwert enthält nach [37] Anteile, die
durch den Rumpf sowie durch das Leitwerk verursacht werden, sodass für den gesamten Schiebe-
giermomentenbeiwert

$$C_{n\beta} = (C_{n\beta})_R + (C_{n\beta})_S \quad (5.43)$$

gilt. Der Rumpfanteil kann mithilfe des äquivalenten rotationssymmetrischen Rumpfvolumens V_R^*
und einem Rumpfformfaktor folgendermaßen angenähert werden:

$$(C_{n\beta})_R = -2 \cdot k^* \cdot \frac{V_R^*}{S \cdot s} \quad \text{mit} \quad V_R^* = \frac{\pi}{4} \int_0^{l_R} b_R(x)^2 dx \quad (5.44)$$

Der Rumpfformfaktor kann grafisch anhand der im Anhang beigefügten Abbildung B.5 ermittelt wer-
den und ergibt für den Doppelleitwerksträger $k^* \approx 0,64$ sowie für den Boxwing $k^* \approx 0,75$. Ein posi-
tiver Wert des Schiebegiermomentenbeiwerts bedeutet, dass ein Rückstellmoment wirksam wird, das
den Schiebewinkel verkleinert. Aufgrund des stets negativen Vorzeichens dieses Terms ist erkennbar,
dass der Rumpf stets eine Vergrößerung des Schiebewinkels verursacht.

Der Seitenleitwerksanteil ergibt sich entsprechend durch die erzeugte Seitenkraft sowie den horizon-
talen Hebelarm des Seitenleitwerks r_S . Damit ergibt sich laut [37] ein Schiebegiermomentenbeiwert
durch das Seitenleitwerk von

$$(C_{n\beta})_S = - \left(1 + \frac{\partial \beta_W}{\partial \beta} \right) \cdot \frac{S_S}{S} \cdot \frac{r_S}{s} \cdot (C_{Y\beta})_S. \quad (5.45)$$

Aufgrund des geringen horizontalen Hebelarms der Vertikalflügelanteile kann der entsprechende Bei-
trag vernachlässigt werden. Folglich kann der Schiebegiermomentenbeiwert des Boxwings analog
bestimmt werden.

Rollgiermomentenbeiwert: Das Rollgiermoment wird hauptsächlich vom Flügel und durch das Sei-
tenleitwerk hervorgerufen, sodass entsprechend [37] für den gesamten Rollgiermomentenbeiwert

$$C_{np} = (C_{np})_F + (C_{np})_S \quad (5.46)$$

angesetzt werden kann. Der Anteil des Flügels wird dadurch hervorgerufen, dass die Rollbewegung eine ungleiche Auftriebsverteilung auf der linken und der rechten Flügelhälfte verursacht. Die daraus resultierende ungleiche Verteilung des induzierten Widerstands sorgt für ein Giermoment, das derart wirkt, dass die Flügelhälfte mit dem geringeren Auftrieb vorläuft. Nach [37] kann dieser Teil durch

$$(C_{np})_F = -\frac{1}{4} \cdot \left(1 - \frac{3}{\sqrt{\frac{\Lambda^2}{4} + 4} + 2} \right) \cdot C_A \quad (5.47)$$

angenähert werden, wobei diese Relation nicht für gepfeilte Flügel zutrifft. Der Seitenleitwerksanteil kommt zum Tragen, da die durch die Rollbewegung verursachte Seitenkraft neben dem rückstellenden Rollmoment ebenfalls ein Giermoment verursacht. Dieses kann laut [37] in erster Näherung beschrieben werden als

$$(C_{np})_S = \frac{1}{2} \cdot \frac{S_S}{S} \cdot \frac{r_S}{s} \cdot \frac{h_S}{s} \cdot (C_{Y\beta})_S. \quad (5.48)$$

Diese Relation geht vereinfachend von einem Anstellwinkel von $\alpha = 0^\circ$ aus. Insgesamt ist bemerkbar, dass bei der Ermittlung der Derivativa der Seitenbewegung erhebliche Vereinfachungen gemacht wurden. Dies verdeutlicht die Notwendigkeit der Nutzung genauerer Verfahren wie beispielsweise einer VLM-Modellierung zur Ermittlung der Derivativa.

Gierdämpfungsbeiwert: Der Gierdämpfungsbeiwert wird maßgeblich vom Flügel und vom Seitenleitwerk beeinflusst. Andere Anteile wie beispielsweise die des Rumpfes sind vernachlässigbar, weswegen

$$C_{nr} = (C_{nr})_F + (C_{nr})_S \quad (5.49)$$

angenommen werden kann. Für den Flügelanteil ergibt sich unter der vereinfachten Annahme eines Rechteckflügels nach [51] die folgende Beziehung:

$$(C_{nr})_F = -\frac{2}{3} C_W \quad (5.50)$$

Der Seitenleitwerksanteil ergibt sich durch das durch die Gierbewegung hervorgerufene rückwirkende Giermoment laut [37] zu

$$(C_{nr})_S = \frac{S_S}{S} \cdot \left(\frac{r_S}{s} \right)^2 \cdot (C_{Y\beta})_S. \quad (5.51)$$

Prinzipiell haben auch die Vertikalflügel im Falle des Boxwings eine dämpfende Wirkung auf das Giermoment. Allerdings werden für die Vertikalflügel symmetrische Profile vorgesehen, sodass sich durch die erhöhten oder entsprechend verringerten Anströmungsgeschwindigkeiten keine Auftriebsänderungen ergeben. Da diese somit nur durch eine Veränderung des Druckwiderstandes zum Giermoment beitragen, kann von einem geringen Anteil ausgegangen werden, der deswegen vernachlässigt wird.

Querrudergiermomentenbeiwert: Der Querrudergiermomentenbeiwert kann für beide Flugzeugtypen unter der vereinfachten Annahme, dass lediglich der zusätzliche induzierte Widerstand infolge des Querruderausschlags einen Einfluss hat, abgeschätzt werden. Ein antisymmetrischer Ausschlag der Querruder auf der linken und der rechten Flügelhälfte resultiert näherungsweise in einem Querrudergiermomentenbeiwert von

$$C_{n\xi} = -2 \cdot \frac{y_{QR}}{s} \cdot \frac{\partial \alpha}{\partial \xi} \cdot (C_{W\alpha})_{FR}. \quad (5.52)$$

Weitere Informationen zur Abschätzung des Querrudergiermomentenbeiwerts können im Anhang unter Abschnitt A.5 gefunden werden.

Seitenrudergiermomentenbeiwert: Der Seitenrudergiermomentenbeiwert ergibt sich durch die Generierung einer Seitenkraft am Seitenleitwerk, das in einem Giermoment resultiert. Nach [37] ergibt sich dafür die Beziehung

$$C_{n\zeta} = -\frac{S_S}{S} \cdot \frac{r_S}{s} \cdot \frac{\partial \beta_S}{\partial \zeta} (C_{Y\beta})_S. \quad (5.53)$$

Diese Relation findet sowohl für den Doppelleitwerksträger als auch für den Boxwing in dieser Form Verwendung.

5.1.5. Anpassung der Geometrie

Nachdem die Schwerpunkte und die Derivativa abgeschätzt wurden, nimmt das zum Zwecke dieser Arbeit implementierte Tool anhand einiger Kriterien Änderungen an der Geometrie vor. Die Stabilität der Eigenbewegungsformen hängt von einer Vielzahl von Parametern ab und ist darüber hinaus abhängig vom jeweiligen Betriebspunkt. Aus diesem Grund kann an dieser Stelle und im Rahmen des frühen Entwurfsprozesses noch keine Auslegung des unbemannten Fluggerätes auf Stabilität vorgenommen werden. Nichtsdestotrotz sollen der zulässige Schwerpunktbereich sowie ausgewählte Derivativa überprüft werden und die Geometrieänderungen derart vorgenommen werden, dass die entsprechenden Derivativa im Reiseflug die korrekten Vorzeichen aufweisen. Tiefgründigere Analysen erfordern ohnehin genauere Methoden zur Bewertung der Flugeigenschaften.

Zudem ist die Frage der Zertifizierung des unbemannten Fluggeräts nicht geklärt. Wie in Kapitel 1 beschrieben wurde, soll das ALAADy-Fluggerät auf eine mittlere Lufttüchtigkeit ausgelegt werden. Die Sicherheit anderer Luftverkehrsteilnehmer soll durch die Begrenzung der Flughöhe sowie die der Menschen am Boden durch die Restriktion eines Fluges über unbewohntem Gebiet, gewährt werden. Aufgrund dieses Sicherheitskonzeptes ist ein unbemanntes Fluggerät, das mithilfe eines Reglers künstlich stabil gehalten werden muss, ebenfalls denkbar. Die Auslegung auf natürliche Stabilität auf Kosten der Flugleistungen kann dabei sogar eher hinderlich sein. Vor diesen Hintergründen erscheint dieses Vorgehen, bei dem lediglich grundlegende Stabilitätsaspekte betrachtet werden, sinnvoll.

Abhängig von der Konfiguration und des entsprechenden Kriteriums können unterschiedliche Geometrieparameter einen bedeutsamen Einfluss aufweisen, welche dann vorrangig zur Einhaltung des Kriteriums variiert werden sollen. Auf der anderen Seite sollen die Auswirkungen auf die Flugzeugkonfigurationen und die entsprechenden Flugleistungen so gering wie möglich sein.

Aus diesem Grund werden die Änderungen der Geometrie in einer Hierarchie angeordnet und jeweils in kleinen Schritten iterativ vorgenommen. Diese Änderungen werden realisiert bis entweder die gewünschte Vorzeichenänderung am Derivat eintritt oder aber die Begrenzung der Geometrievariation erreicht ist. Die Geometrieänderungen sowie die dabei festgesetzten Grenzen werden im Folgenden aufgezeigt. Dabei ist anzumerken, dass die erste Geometrieänderung bis zum Erreichen der Begrenzung vorgenommen wird, bevor der nächste Parameter variiert wird.

Überprüfung des zulässigen Schwerpunktbereichs

Vorab wird der zulässige Schwerpunktbereich überprüft und die Flugzeuggeometrie variiert, sodass die in Abschnitt 5.1.3 genannten Forderungen erfüllt werden. Diese Änderungen beinhalten:

■ Doppelleitwerksträger

- 1.) Verschiebung des Flügels nach hinten, bis die Flügelhinterkante einen minimalen Abstand zum Rumpfheck von 0,5 m aufweist
- 2.) Verlängerung der Leitwerksarme bis zu einer maximalen Länge von 5 m
- 3.) Vergrößerung der Höhenleitwerksfläche bei konstanter Streckung, bis eine maximale Höhenleitwerksspannweite erreicht ist, die 40% der Flügelspannweite beträgt

■ Boxwing

- 1.) Verschiebung des Flügels nach vorne bis die Flügelvorderkante einen minimalen Abstand zur Rumpfnase von einem Meter aufweist

Hierbei wird deutlich, dass die Mittel, mit denen die Boxwing-Geometrie angepasst werden kann, begrenzt sind. Zur Verringerung des Widerstands sollen die Flächen des vorderen und des hinteren Flügels identisch bleiben.

Überprüfung des Nickmomentenanstiegs

Statische Stabilität in der Längsbewegung ist dadurch gekennzeichnet, dass eine Auslenkung des Flugzeuges aus der Ausgangslage durch Störungen stets ein rückführendes Moment zur Folge hat. Dies ist durch die folgende Forderung gekennzeichnet:

$$C_{m\alpha} \stackrel{!}{<} 0 \quad (5.54)$$

Dies soll für die Fluggeräte sichergestellt werden, indem die im Folgenden aufgezeigten Änderungen der Flugzeuggeometrien vorgenommen werden:

■ Doppelleitwerksträger

- 1.) Verschiebung des Flügels nach hinten, bis die Flügelhinterkante einen minimalen Abstand zum Rumpfheck von 0,5 m aufweist
- 2.) Verlängerung der Leitwerksarme bis zu einer maximalen Länge von 5 m
- 3.) Vergrößerung der Höhenleitwerksfläche bei konstanter Streckung, bis eine maximale Höhenleitwerksspannweite erreicht ist, die 40% der Flügelspannweite beträgt

■ Boxwing

- 1.) Verschiebung des Flügels nach hinten bis die Flügelvorderkante einen maximalen Abstand zur Rumpfnase von zwei Metern aufweist
- 2.) Erhöhung der Seitenleitwerksspannweite bis zu einem maximalen Wert von 3 m

Die Verschiebung des Flügels beim Boxwing nach hinten ist durch die Forderung an den Schwerpunktbereich begrenzt. Eine Erhöhung der Seitenleitwerksspannweite ist dann die einzige Parametervariation, die noch möglich ist. Die Verringerung des Nickmomentenanstiegs wird dabei durch eine Vergrößerung des mittleren vertikalen Abstands hervorgerufen, welche zu einer Verringerung des Abwindes und damit zur Erhöhung der Effektivität des hinteren Flügels führt.

Überprüfung des Schieberollmomentenbeiwerts

Ferner soll der Schieberollmomentenbeiwert überprüft und durch Geometrievariationen verändert werden. An dieser Stelle soll lediglich überprüft werden, dass

$$C_{l\beta} \stackrel{!}{<} 0 \quad (5.55)$$

gilt. Auf die betragsmäßige Einschränkung des Schieberollmomentenbeiwerts wird an dieser Stelle verzichtet. Die möglichen Änderungen umfassen:

■ Doppelleitwerksträger

- 1.) Vergrößerung der Seitenleitwerksfläche durch eine Vergrößerung der Höhenleitwerksspannweite bei konstanter V-Stellung bis zu einem maximalen Wert von 40% der Flügelspannweite
- 2.) Vergrößerung der Leitwerkstiefe, bis ein Wert erreicht ist, der 70% der Flügelbezugstiefe entspricht
- 3.) Betragsmäßige Vergrößerung der V-Stellung des Leitwerks bis zum Wert von -45°

■ Boxwing

- 1.) Erhöhung der Seitenleitwerksprofiltiefe, bis der maximale Wert von 100% der Flügelbezugstiefe erreicht ist
- 2.) Erhöhung der Seitenleitwerksspannweite bis zu einem maximalen Wert von 3 m

Die Änderung der V-Stellung des V-Leitwerks ist nur möglich, falls zuvor im Sinne des Nickmomentenanstiegs Modifikationen an der Höhenleitwerksspannweite vorgenommen wurden.

Überprüfung der Windfahnenstabilität

Letztlich soll ebenfalls die Windfahnenstabilität überprüft werden. Diese erfordert, dass das Flugzeug einer Störung in der Seitenbewegung entgegenwirkt. Dabei muss die Bedingung

$$C_{n\beta} \stackrel{!}{>} 0 \quad (5.56)$$

geprüft werden. Dies bedeutet, dass infolge eines Schiebewinkels ein Moment erzeugt wird, das das Flugzeug in die Windrichtung dreht und damit den Schiebewinkel negiert. Die dazu vorgesehenen Geometrieänderungen umfassen:

■ Doppelleitwerksträger

- 1.) Vergrößerung der Seitenleitwerksfläche durch eine Vergrößerung der Höhenleitwerksspannweite bei konstanter V-Stellung bis zu einem maximalen Wert von 40% der Flügelspannweite
- 2.) Verlängerung der Leitwerksarme bis zu einer Länge von 5 m
- 3.) Betragsmäßige Vergrößerung der V-Stellung des Leitwerks bis zum Wert von -45°

■ Boxwing

- 1.) Erhöhung der Seitenleitwerksspannweite bis zu einem maximalen Wert von 3 m

Allgemein kann zur Realisierung der Windfahnenstabilität nicht jede mögliche Vergrößerung der Seitenleitwerksfläche genutzt werden. Vielmehr muss sichergestellt sein, dass das Seitenleitwerk eine große Streckung aufweist und damit einen großen Schiebeseitenkraftbeiwert besitzt.

5.1.6. Resultierende Geometrieänderungen

Mithilfe dieses Tools (vgl. Abbildung 5.2) wurden für die aus dem Vorentwurf hervorgegangenen Konfigurationen des Doppelleitwerksträgers und des Boxwings die Schwerpunkte und Derivativa im Reiseflug berechnet sowie, falls erforderlich, auf Basis der zuvor genannten Kriterien ausgewählte Geometrieänderungen vorgenommen.

Dabei mussten für den Boxwing keine Änderungen vorgenommen werden. Die aufgestellten Stabilitätskriterien wurden bereits durch die im Rahmen des Vorentwurfs vorgegebene Geometrie erfüllt. Anders verhält es sich beim Doppelleitwerksträger. Die Einhaltung der Kriterien bedingt einige Veränderungen gegenüber der Ausgangsgeometrie, die in Tabelle 5.1 zusammengefasst sind.

Veränderte Geometrieparameter	Doppelleitwerksträger (nach Vorentwurf)	Doppelleitwerksträger (modifiziert)
Flügelvorderkantenabstand z. Nase	1,5 m	2,5 m
Höhenleitwerksspannweite	4,0 m	5,0 m
Äquivalente Höhenleitwerksfläche	4,2 m ²	6,6 m ²
V-Stellung des Leitwerks	$-45,0^\circ$	$-38,5^\circ$
Leitwerksarmlänge	4,0 m	5,0 m

Tabelle 5.1.: Resultierende Geometrieänderungen des Doppelleitwerksträgers

Aus diesen Änderungen geht hervor, dass hauptsächlich die Forderung nach Längsstabilität für die Geometrieänderungen verantwortlich ist. Sowohl die Flügelvorderkantenposition als auch die Leitwerksarmlänge, die vorwiegend für den zulässigen Schwerpunktbereich und den Nickmomentenanstieg variiert werden, entsprechen den Werten der Begrenzungen. Zudem ist auch die Höhenleitwerksspannweite um einen Meter vergrößert. Die Tatsache, dass die Streckung des äquivalenten Höhenleitwerks keine Änderung erfahren hat und ebenfalls die V-Stellung des invertierten V-Leitwerks nicht

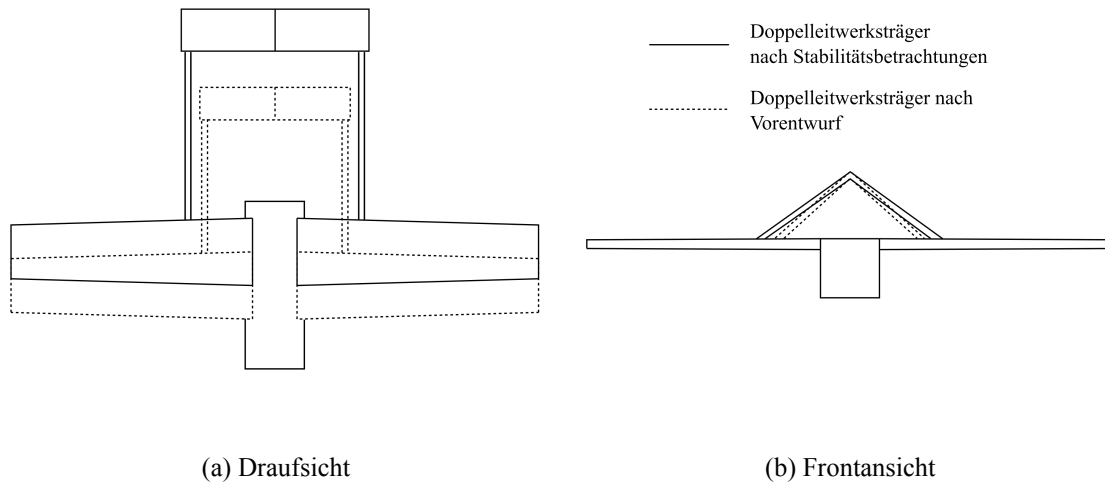


Abbildung 5.5.: Resultierende Geometrieänderungen des Doppelleitwerksträgers

dem maximalen Wert von -45° entspricht, zeigt, dass keine Änderungen im Hinblick auf den Schieberollmomentenbeiwert oder die Windfahnenstabilität vorgenommen wurden. Abbildung 5.5 veranschaulicht die Geometrieänderungen des Doppelleitwerksträgers.

Tabelle 5.2 dokumentiert die aus der veränderten Geometrie resultierenden Auswirkungen auf die Flugleistungen. Diese führen zunächst aufgrund des größeren Leitwerks und der längeren Leitwerksarme zu einer um rund 50 kg höheren maximalen Abflugmasse. Die Leitwerksfläche führt darüber hinaus zu einem größeren Widerstand, der einerseits aus dem erhöhten parasitären Widerstand und

Veränderte Flugleistungen	Doppelleitwerksträger (nach Vorentwurf)	Doppelleitwerksträger (modifiziert)
Startstrecke	318 m	320 m
Landestrecke	400 m	406 m
Reichweite	600 km (Reserve von 20%)	557 km (Reserve von 20%)
Reserverkraftstoff	20% (Reichweite von 600 km)	14% (Reichweite von 600 km)
Maximale Abflugmasse	2386 kg	2434 kg
Widerstandsbeiwert	300 DC	315 DC
Installierte Leistung	131 kW	138 kW

Tabelle 5.2.: Resultierende Änderungen der Flugleistungen des Doppelleitwerksträgers

andererseits aus dem größeren Trimmwiderstand nach (4.32) resultiert. Dies führt insgesamt zu einer Vergrößerung des Reiseflugwiderstandes um ungefähr 5% und in Übereinstimmung damit zu einer um rund 5% erhöhten erforderlichen Leistung im Reiseflug. Die Auswirkungen auf die Start- und Landestrecken fallen relativ gering aus und liegen bei jeweils ungefähr 1%. Es kann davon ausgegangen werden, dass die Unsicherheiten, die sich aufgrund der Abschätzungsformeln ergeben, größer sind als die Veränderungen der Flugleistungen durch die Geometrieänderungen, sodass eine erneute Anpassung der Geometrie zur Einhaltung der Landestrecke nicht sinnvoll ist.

Der Einfluss auf die Reichweite liegt bei ungefähr 7,5%. Die geforderte Mindestreichweite wird dadurch um ungefähr 40km unterschritten. Dies kann allerdings durch den Reservekraftstoff kompensiert werden. Im Falle der Einhaltung der Reichweitenforderung bleiben noch insgesamt 14% Reservekraftstoff anstatt der zuvor vorgesehenen 20%.

5.1.7. Resultierende Schwerpunkte

Im diesem Abschnitt sollen die resultierenden Flugzeugkonfigurationen sowie die Schwerpunkte vorgestellt werden. Abbildung 5.6 zeigt ein skaliertes Modell des Doppelleitwerksträgers sowie das aus dem Schwerpunkt bei maximaler Abflugmasse hervorgehende flugzeugfeste Koordinatensystem. Wie die Abbildung zeigt, liegt der Schwerpunkt bei voller Beladung kurz vor dem Gesamtneutralpunkt. Im Falle des leeren Doppelleitwerksträgers wandert der Schwerpunkt, der durch einen Kreis mit gestrichelter Linie dargestellt ist, um ungefähr einen halben Meter nach hinten. Dies liegt hauptsächlich an der Fracht, die weit vorne im Rumpf untergebracht ist und einen großen Teil der Gesamtmasse ausmacht. Dies führt dazu, dass der Gesamtneutralpunkt nun vor dem Schwerpunkt liegt. Dies ist im

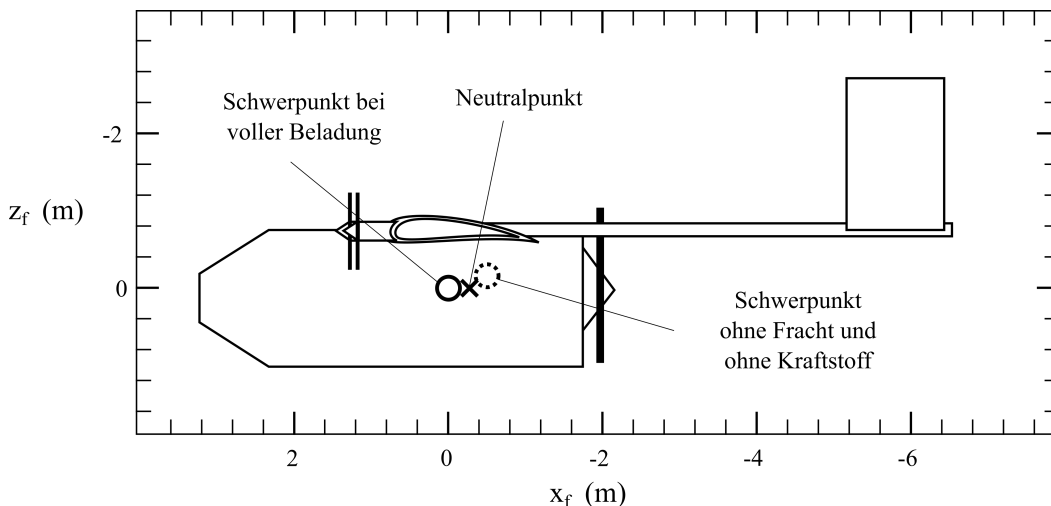


Abbildung 5.6.: Schwerpunkte des Doppelleitwerksträgers

Hinblick auf die statische Stabilität als kritisch zu bewerten, da sich dadurch eine Vorzeichenumkehr des Nickmomentenanstiegs einstellt. In der Konsequenz verliert der Doppelleitwerksträger seine statische Längsstabilität. Infolge der relativ tief liegenden Fracht verschiebt sich der Schwerpunkt vom vollen zum leeren Flugzeug ebenfalls leicht in vertikaler Richtung.

Abbildung 5.7 zeigt das skalierte Modell des Boxwings zusammen mit den Schwerpunktkoordinaten des vollen und des leeren Flugzeugs im flugzeugfesten Koordinatensystem. Wie erwartet, liegen beide Schwerpunkte zwischen den Teilflügeln des nicht planaren Flügelsystems. Die Schwerpunktwanderung beträgt analog zum Fall des Doppelleitwerksträgers ungefähr einen halben Meter und führt ebenfalls zu einem Verlust der statischen Längsstabilität. Es ist zudem erkennbar, dass der Schwer-

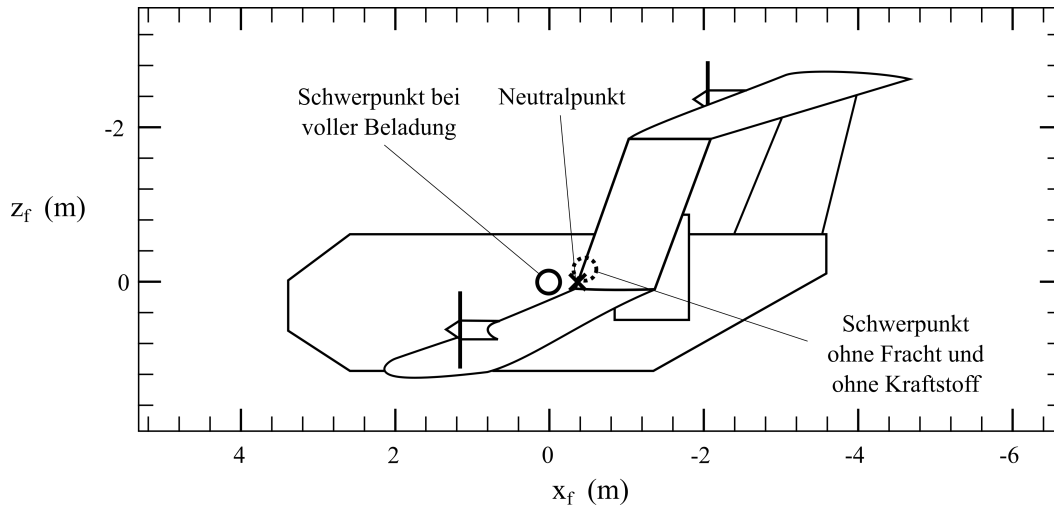


Abbildung 5.7.: Schwerpunkte des Boxwings

punkt bei voller Beladung um mindestens einen Meter näher am vorderen Flügel liegt als am hinteren. Dies kann sich mitunter negativ auf den Maximalauftrieb des Boxwings auswirken, da dadurch die Möglichkeit der Nutzung von Klappen am hinteren Flügel begrenzt wird.

5.2. Berechnung der Trägheitsmomente

Zur Betrachtung der Eigenbewegungen der Flugzeugkonfigurationen müssen ebenfalls die Trägheitsmomente berechnet werden. Diese ergeben sich durch grundlegende geometrische Beziehungen und können folgendermaßen abgeschätzt werden:

$$\begin{aligned}
 I_{xx} &= \sum_{i=0}^N I_{xx,i} + \sum_{i=0}^N m_i \cdot \left((y_{s,i} - y_s)^2 + (z_{s,i} - z_s)^2 \right) \\
 I_{yy} &= \sum_{i=0}^N I_{yy,i} + \sum_{i=0}^N m_i \cdot \left((x_{s,i} - x_s)^2 + (z_{s,i} - z_s)^2 \right) \\
 I_{zz} &= \sum_{i=0}^N I_{zz,i} + \sum_{i=0}^N m_i \cdot \left((x_{s,i} - x_s)^2 + (y_{s,i} - y_s)^2 \right) \\
 I_{xz} &= \sum_{i=0}^N I_{xz,i} + \sum_{i=0}^N m_i \cdot (x_{s,i} - x_s) \cdot (z_{s,i} - z_s)
 \end{aligned} \tag{5.57}$$

Hierbei werden die Massenanteile analog zum in Abschnitt 5.1.2 erläuterten Vorgehen zu Komponenten zusammengefasst. Die Einzelträgheitsmomente werden durch die Vereinfachung dieser Komponenten als einfache Körper abgeschätzt. Aufgrund der Symmetrie der Flugzeuge in der xy -Ebene sowie in der yz -Ebene können die entsprechenden Anteile direkt zu Null gesetzt werden. Der Träg-

heitstensor des Doppelleitwerksträgers ergibt sich schließlich zu

$$\underline{\underline{I}} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 13,03 & 0,00 & 4,90 \\ 0,00 & 14,94 & 0,00 \\ 4,90 & 0,00 & 25,32 \end{bmatrix} \cdot 10^3 \text{ kg} \cdot \text{m}^2. \quad (5.58)$$

Für den Boxwing ergeben sich darüber hinaus die folgenden Trägheitsmomente:

$$\underline{\underline{I}} = \begin{bmatrix} 12,81 & 0,00 & 3,09 \\ 0,00 & 10,79 & 0,00 \\ 3,09 & 0,00 & 17,59 \end{bmatrix} \cdot 10^3 \text{ kg} \cdot \text{m}^2 \quad (5.59)$$

Dabei fällt auf, dass die Trägheitsmomente des Doppelleitwerksträgers grundsätzlich trotz der geringeren Masse größer sind. Dies kann durch die Kompaktheit des Boxwings begründet werden. Die Trägheitsmomente der Flugzeuge ohne Beladung und ohne Fracht sind in Tabelle B.3 im Anhang zusammengefasst.

5.3. Ermittlung flugmechanischer Derivativa mit VLM

Aufgrund der zahlreichen Vereinfachungen, die für die Abschätzungen der Derivativa angenommen wurden, sollen jene mithilfe des von Mark Drela entwickelten frei verfügbaren Programms AVL überprüft werden. Dieses Programm basiert auf dem Wirbelleiterverfahren (VLM) und nutzt zudem die

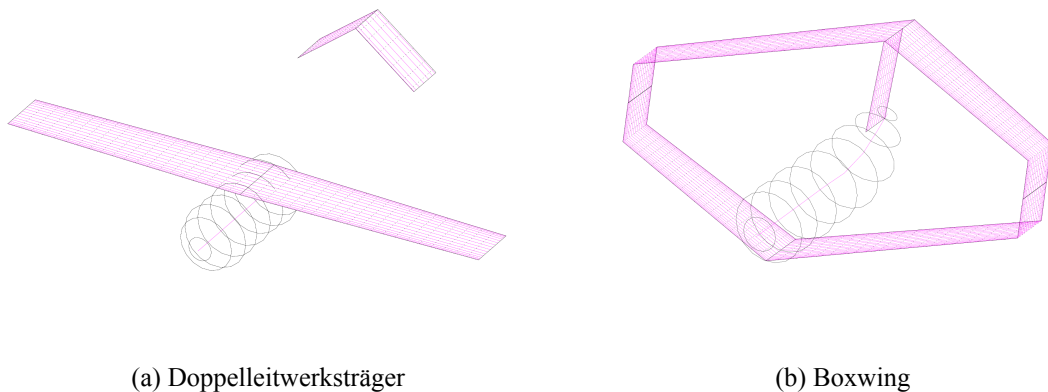


Abbildung 5.8.: VLM-Modelle der Flugzeugkonfigurationen

Theorie schlanker Körper, um die Aerodynamik schlanker Körper anzunähern [8]. Aus diesem Grund ist anzunehmen, dass die durch VLM ermittelten Ergebnisse eine höhere Genauigkeit aufweisen als die analytisch bestimmten Derivativa. In Analogie zur vorherigen Derivativbestimmungen werden hierbei ebenfalls die Derivativa, die sich im Reiseflug bei einem mittleren Anstellwinkel von $2,5^\circ$ und einem Schiebewinkel von 0° ergeben, bestimmt. Abbildung 5.8 zeigt die Modelle, die der Berechnung mit AVL zugrunde liegen. Aufgrund der Verfahren, auf denen AVL basiert, müssen die Rümpfe rotationssymmetrisch ausgeführt werden.

Wie bereits erwähnt, wurden für den Flügel des Doppelleitwerksträgers für die Flügelwurzel das Flügelprofil NACA 23018 und NACA 23012 für die Flügelspitze ausgewählt. Der Flügel ist ohne Einstellwinkel installiert und weist keine Verwindung auf. Damit das Höhenleitwerk prinzipiell ähnliche aerodynamische Charakteristika aufweist, wurde dies mit den Profilen NACA 23014 an der Wurzel und NACA 23010 an der Spitze ausgestattet.

Für den Boxwing werden sowohl für den hinteren als auch für den vorderen Flügel die Profile NACA 23024 an der Wurzel und NACA 23016 an der Spitze bei einem ebenfalls unverwundenen Flügel genutzt. Die Vertikalflügel bestehen aus dem symmetrischen Profil NACA 0016, während für das Seitenleitwerk die Profile NACA 0014 für die Wurzel und NACA 0010 für die Spitze gewählt werden.

Tabelle 5.3 zeigt die mithilfe von VLM ermittelten Derivativa auf und stellt zudem einen Vergleich mit den analytisch ermittelten Werten bereit. Dabei handelt es sich um die Derivativa, die sich für die Flugzeugkonfigurationen bei den maximalen Abflugmassen ergeben. Man erkennt, dass die analytischen Werte bis auf wenige Ausnahmen relativ gut mit den durch VLM ermittelten Werten übereinstimmen. Dies gilt insbesondere für die Derivativa der Seitenbewegung. Ein Vorzeichenunterschied ergibt sich jedoch beim Doppelleitwerksträger für die Rollseitenkraft C_{Yp} . Dies könnte aus der Leitwerksausführung resultieren. Im Rahmen der analytischen Rechnungen wurde vereinfachend ein äquivalentes Seitenleitwerk angenommen. Möglicherweise wirkt das invertierte V-Leitwerk in der Rollbewegung jedoch insgesamt eher wie ein Flügel mit negativer V-Stellung, welcher eine entgegengesetzte Kraft erzeugt.

Darüber hinaus lassen sich deutliche Diskrepanzen im Nickmomentenanstieg $C_{m\alpha}$ erkennen. Im Falle des Doppelleitwerksträgers wird der analytische Wert verglichen zu den Ergebnisse, die mit VLM erhalten wurden, deutlich überschätzt. Der Wert ist mehr als 10 mal größer als der entsprechende VLM-Wert. Dies könnte ebenfalls am V-Leitwerk liegen, da hierfür wie im Falle des Seitenleitwerks von einem äquivalenten Höhenleitwerk ausgegangen wird.

Beim Boxwing verhält es sich umgekehrt. Der Wert, der durch VLM erhalten wurde, ist sechs mal so groß wie der analytische Wert. Dazu ist auch der Wert der Nickdämpfung C_{mq} ungefähr vier mal so groß wie der analytisch ermittelte.

Tabelle 5.4 zeigt zudem die Derivativa für den Fall der leeren Flugzeuge. Hierbei fällt sofort auf, dass der Doppelleitwerksträger sowohl gemäß den analytischen als auch den Werten durch VLM keine statische Längsstabilität mehr besitzt. Dies liegt in der Tatsache begründet, dass der Gesamtneutralpunkt ohne Beladung und ohne Fracht vor den Schwerpunkt wandert und sich somit das Vorzeichen des Nickmomentenanstiegs umkehrt (vgl. Abbildung 5.6). Darüber hinaus hat sich ebenfalls die Windfahnenstabilität, die durch das Derivat $C_{n\beta}$ gekennzeichnet ist, reduziert.

Im Falle des Boxwings ist die statische Längsstabilität laut den VLM-Ergebnissen noch gegeben, obwohl der analytische Wert von $C_{m\alpha}$ bereits positive Werte annimmt. Anders als in Abbildung 5.7 dargestellt, liegt der Gesamtneutralpunkt also nach wie vor hinter dem Schwerpunkt. Diese Unterschiede zwischen den analytischen und den mit VLM ermittelten Werten können mit den effektiven Einzelneutralpunkten begründet werden. Für die analytische Ermittlung wurden diese näherungsweise durch eine Betrachtung der Grundrisse des hinteren und des vorderen Flügels bestimmt. Der vor-

		Doppelleitwerksträger		Boxwing	
		analytisch	VLM	analytisch	VLM
Widerstand	$C_{W\alpha}$	0,1775	–	0,2056	–
Seitenkraft	$C_{Y\beta}$	–0,133	–0,218	–0,647	–0,689
	C_{Yp}	–0,022	0,043	–0,032	–0,132
	C_{Yr}	0,153	0,041	0,115	0,119
	$C_{Y\zeta}$	0,059	–	0,040	–
Auftrieb	$C_{A\alpha}$	5,41	5,64	3,97	4,28
	C_{Aq}	3,10	6,60	5,56	9,69
	$C_{A\eta}$	0,55	–	0,54	–
Rollmoment	$C_{l\beta}$	–0,116	–0,043	–0,083	–0,050
	C_{lp}	–1,008	–0,557	–0,685	–0,451
	C_{lr}	0,215	0,071	0,217	0,062
	$C_{l\xi}$	–0,542	–	–0,432	–
	$C_{l\zeta}$	–0,022	–	–0,051	–
Nickmoment	$C_{m\alpha}$	–1,290	–0,071	–0,306	–1,923
	C_{mq}	–11,56	–15,47	–6,87	–26,13
	$C_{m\eta}$	–2,052	–	0,107	–
	$C_{m\delta_K}$	–2,777	–	–2,028	–
Giermoment	$C_{n\beta}$	0,007	0,017	0,011	0,016
	C_{np}	–0,052	–0,022	–0,026	–0,020
	C_{nr}	–0,150	–0,079	–0,094	–0,050
	$C_{n\xi}$	–0,015	–	–0,015	–
	$C_{n\zeta}$	–0,101	–	–0,076	–

Tabelle 5.3.: Flugmechanische Derivativa bei voller Beladung, $\alpha = 2,5^\circ$, $\beta = 0^\circ$

dere Flügel ist nahe der Symmetrieachse allerdings durch den Rumpf verdeckt. Dadurch, dass der Rumpf einen geringeren Auftrieb erzeugt als der Flügel, liegt die spannweite Position der mittleren Neutralpunkte der linken und rechten Flügelhälften also etwas weiter von der Flugzeugsymmetrieachse entfernt als dies beim hinteren Flügel der Fall ist. Durch die große Pfeilung des vorderen Flügels geht dies mit einer Verschiebung des mittleren Neutralpunktes des vorderen Flügels in Richtung Heck einher. Dadurch liegt der Neutralpunkt des vorderen Flügels also insgesamt etwas weiter hinten, wodurch sich eine Verschiebung des Gesamtneutralpunktes nach hinten ergibt. Dieser Effekt wird bei der Derivativberechnung mittels VLM berücksichtigt, während er in der analytischen Betrachtung unberücksichtigt bleibt.

Abweichungen ergeben sich ebenfalls beim Derivat $C_{n\beta}$. Die Werte, die mit VLM bestimmt wurden, deuten hier auf Windfahnenstabilität hin, während dies nicht für den analytischen Wert gilt. An dieser Stelle muss berücksichtigt werden, dass der Rumpf prinzipiell einen destabilisierenden Einfluss auf dieses Derivat hat. Die Vereinfachung im VLM-Modell als rotationssymmetrischer Rumpf mindert diesen Einfluss leicht. Dies könnte die konstant größeren Werte von $C_{n\beta}$ in allen vier Fällen erklären.

		Doppelleitwerksträger		Boxwing	
		analytisch	VLM	analytisch	VLM
Widerstand	$C_{W\alpha}$	0,1775	–	0,2056	–
Seitenkraft	$C_{Y\beta}$	–0,133	–0,218	–0,647	–0,689
	C_{Yp}	–0,022	0,038	–0,032	–0,132
	C_{Yr}	0,141	0,024	0,100	0,107
	$C_{Y\zeta}$	0,059	–	0,040	–
Auftrieb	$C_{A\alpha}$	5,41	5,64	3,97	4,28
	C_{Aq}	2,88	2,71	5,56	9,06
	$C_{A\eta}$	0,55	–	0,54	–
Rollmoment	$C_{l\beta}$	–0,115	–0,046	–0,077	–0,050
	C_{lp}	–1,008	–0,558	–0,685	–0,451
	C_{lr}	0,210	0,068	0,209	0,062
	$C_{l\xi}$	–0,941	–	–0,432	–
	$C_{l\zeta}$	–0,020	–	–0,048	–
Nickmoment	$C_{m\alpha}$	0,072	1,818	1,031	–1,608
	C_{mq}	–9,91	–14,48	–6,30	–25,18
	$C_{m\eta}$	–1,900	–	0,152	–
	$C_{m\delta_K}$	–2,478	–	–1,287	–
Giermoment	$C_{n\beta}$	0,001	0,009	–0,008	0,010
	C_{np}	–0,053	–0,020	–0,027	–0,021
	C_{nr}	–0,133	–0,077	–0,077	–0,049
	$C_{n\xi}$	–0,015	–	–0,015	–
	$C_{n\zeta}$	–0,093	–	–0,066	–

Tabelle 5.4.: Flugmechanische Derivativa der leeren Flugzeuge, $\alpha = 2,5^\circ$, $\beta = 0^\circ$

Nichtsdestotrotz sollen für die folgende vereinfachte Betrachtung der Eigenbewegungen alle Derivativa Berücksichtigung finden, die mithilfe von AVL ermittelt wurden. Aufgrund der erheblichen Vereinfachungen, die während der analytischen Bestimmung der Derivativa gemacht wurden, erscheinen Letztere nicht aussagekräftig genug.

5.4. Betrachtung der Eigenbewegungsformen

Letztlich wird im Rahmen dieses Abschnitts die dynamische Stabilität der betrachteten Flugzeugkonfigurationen im Reiseflug betrachtet. Dafür werden die Polstellen der Eigenbewegungsformen auf Basis der zuvor berechneten Trägheitsmomente und den mit AVL modellierten Derivativa abgeschätzt und anschließend in der komplexen Zahlenebene abgebildet. Die Näherungsformeln, die für die Bestimmung der Polstellen genutzt werden, sind in Abschnitt A.6 dokumentiert.

Abbildung 5.9 zeigt die Polstellen des Doppelleitwerksträgers für die Längsbewegung (5.9a) und die Seitenbewegung (5.9b). Grundsätzlich kann eine Eigenbewegung als instabil betrachtet werden, sobald ihre Polstellen in der rechten Halbebene liegen, der Realteil also größer als Null ist. Es ist erkennbar, dass die Anstellwinkelschwingung relativ weit auf der linken Halbebene liegt und eine relativ hohe Dämpfung aufweist. Im Falle des Doppelleitwerksträgers ohne Beladung erhöhen sich die Eigenkreisfrequenz und auch die gedämpfte Kreisfrequenz, die dem Imaginärteil entspricht, deutlich. Das konjugiert komplexe Polpaar der Phygoidebewegung liegt ebenfalls auf der linken Halbebene und ist somit gleichwohl stabil. Diese Bewegung ist relativ schwach gedämpft und weist eine geringere Eigenfrequenz auf. Der Einfluss der Beladung auf die Phygoide ist schwach, jedoch ist erkennbar, dass eine Entladung des Doppelleitwerksträgers zu einer geringen Dämpfungserhöhung der Phygoide führt.

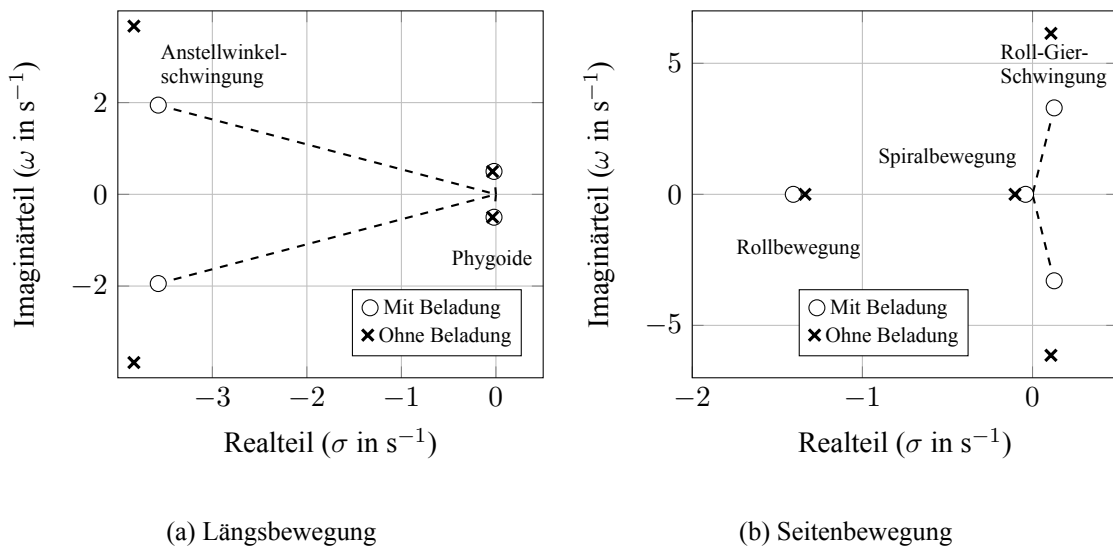


Abbildung 5.9.: Polstellen der Eigenbewegungen des Doppelleitwerksträgers

Die Polstellen der Seitenbewegung zeigen, dass die Roll-Gier-Schwingung für beide Fälle instabil ist. Dabei führt die Entladung des Fluggeräts wie bereits bei der Anstellwinkelschwingung zu einer deutlichen Vergrößerung der Frequenz der Roll-Gier-Schwingung. Diese Eigenbewegungsform weist eine Abhängigkeit vom Verhältnis $C_{l\beta}/C_{n\beta}$ (vgl. (A.26) im Anhang) auf, welches hier für beide unbemannten Fluggeräte betragsmäßig relativ groß ist. Dies ist ein wichtiger Grund für die Instabilität der Roll-Gier-Schwingung. Die Rollbewegung sowie die Spiralbewegung sind stabil. Dabei liegt die Polstelle der Rollbewegung relativ weit in der linken Halbebene. Für den Doppelleitwerksträger ohne Beladung wandert diese weiter zur rechten Seite. Die Polstelle der Spiralbewegung liegt nahe des Ursprungs. Eine Entladung des Flugzeuges hat einen stabilisierenden Effekt auf die Spiralbewegung.

Abbildung 5.10 zeigt die Polstellen der Eigenbewegungen für den Boxwing. Die Längsbewegung verhält sich ähnlich wie im Falle des Doppelleitwerksträgers. Die Anstellwinkelschwingung weist dabei eine etwas größere Frequenz auf. Es fällt auf, dass eine Entladung anders im vorherigen Fall beim Boxwing eher eine dämpfende Wirkung hat. Dies liegt kann in der Schwerpunktwanderung in Richtung der Mitte zwischen dem vorderen und dem hinteren Flügel bei der Entladung begründet lie-

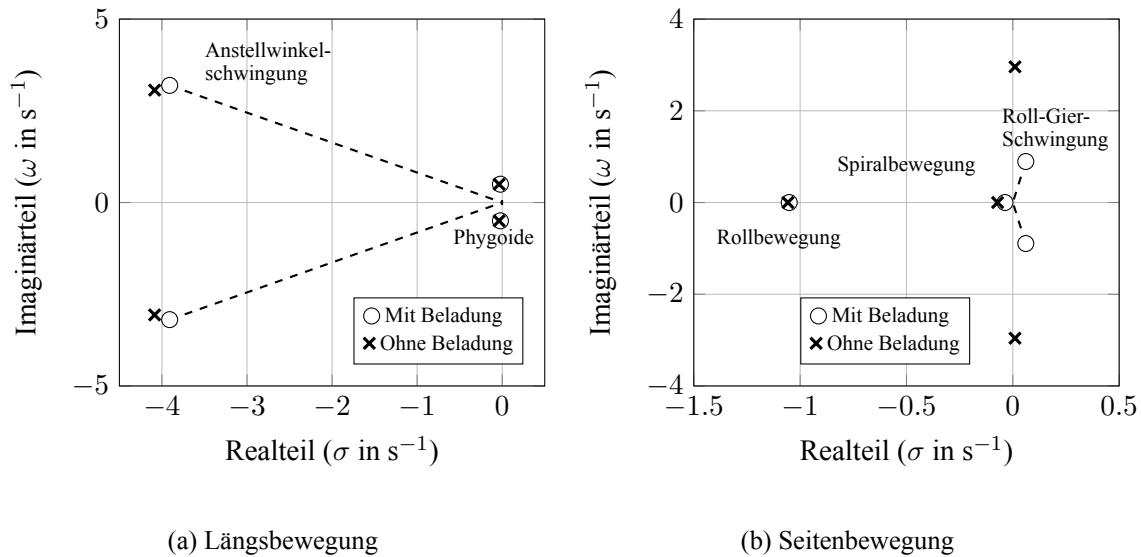


Abbildung 5.10.: Polstellen der Eigenbewegungen des Boxwings

gen. Somit gleichen sich die Hebelarme beider Flügel, wodurch sich die Nickdämpfung vergrößert. Die Phygoide ist ebenfalls stabil und weist eine sehr geringe Abhängigkeit von der Schwerpunktverschiebung auf.

Die Polstelle der Rollbewegung des Boxwings liegt weit in der linken Halbebene während die Polstelle der Spiralbewegung nahe des Ursprungs liegt, jedoch noch stabil ist. Anders als beim Doppelleitwerksträger hat die Schwerpunktverschiebung beim Flugzeug ohne Beladung keinen destabilisierenden Einfluss auf die Rollbewegung, wirkt jedoch stabilisierend auf die Spiralbewegung. Es ist erkennbar, dass die Roll-Gier-Schwingung auch für beide Beladungszustände des Boxwings im Reiseflug instabil ist. Eine Entladung des Boxwings hat neben einer deutlichen Zunahme der Eigenfrequenz dieser Bewegung auch eine Wanderung dieses konjugiert komplexen Polpaars in Richtung der linken Halbebene zur Folge. Somit wirkt die Schwerpunktverschiebung stabilisierend.

Zusammenfassend kann gesagt werden, dass beide Flugzeugtypen in der aktuellen Ausführung nicht für alle Bewegungsformen stabil ausgelegt sind. Während sowohl der Doppelleitwerksträger als auch der Boxwing aufgrund der Roll-Gier-Schwingung in der Seitenbewegung nicht dynamisch stabil sind, mangelt es dem Doppelleitwerksträger ohne Beladung zudem an statischer Längsstabilität, wie aus dem positiven Wert des Nickmomentenanstiegs (vgl. Tabelle 5.4) hervorgeht. Abhängig von der Art der Zertifizierung des UAV werden also weitere Modifikationen der Geometrie nötig, falls das Fluggerät natürliche Stabilität in allen Bereichen aufweisen muss.

6. Flugsimulation

Abschließend wird im Rahmen dieses Kapitels eine Flugsimulation mithilfe von MATLAB/Simulink durchgeführt, mit der die Flugleistungen des unbemannten Fluggerätes demonstriert werden sollen. Die in dieser Arbeit durchgeführten Simulationen bleiben auf die Flugzeuglängsbewegung beschränkt. Dafür wird ein bereits am DLR vorhandenes Simulationsmodell zu Rate gezogen und für das ALAADy-Vehikel angepasst. Zusätzlich wird ein Regler für die Flugzeuglängsbewegung implementiert. Abbildung 6.1 zeigt den bereits vorgestellten ALAADy-Prozessverlauf und gliedert den aktuellen Arbeitsschritt ein.

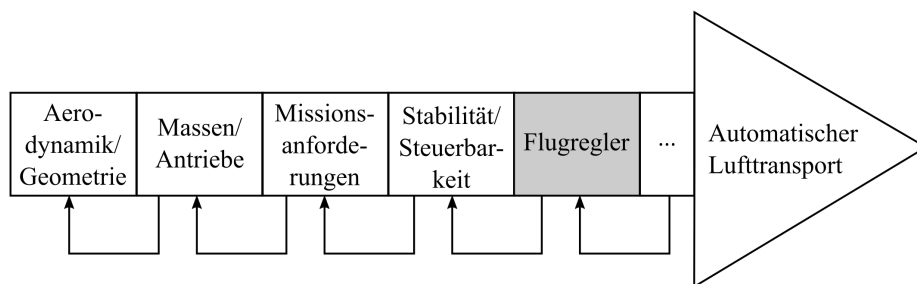


Abbildung 6.1.: ALAADy-Prozessverlauf mit Eingliederung der Flugreglerimplementierung

Darüber hinaus hat dieses Kapitel ebenfalls zum Ziel, die Ergebnisse, die aus den vorherigen Kapiteln hervorgegangen sind, zu verifizieren. Dies wird zunächst anhand des Doppelleitwerksträgers durchgeführt. Für die Vorauslegung des Doppelleitwerksträgers und des Boxwings wurden grundsätzlich mit Ausnahme der Modellierung der flugzeugspezifischen Charakteristika dieselben Beziehungen für die Flugleistungen zu Grunde gelegt. Aus diesem Grund kann in erster Näherung davon ausgegangen werden, dass der Vergleich der Simulation mit den vorigen Ergebnissen für den Boxwing ähnliche Ergebnisse liefert wie im Falle des Doppelleitwerksträgers.

6.1. Höhen- und Geschwindigkeitsregelung

Da das unbemannte Fluggerät im Rahmen von ALAADy ausschließlich unter Nutzung eines Flugregelungssystems operiert werden soll, ist auch an dieser Stelle die Dynamik des geschlossenen Regelkreises von Interesse. Abbildung 6.2 zeigt die Konzeptskizze des geschlossenen Regelkreises, der für diese Untersuchungen der Flugzeuglängsbewegung genutzt wird. Die Fluggeschwindigkeit, die in der

Abbildung durch V repräsentiert wird, entspricht dabei der Geschwindigkeit relativ zur Luft und die Nickgeschwindigkeit q bezieht sich auf die Flugbahn. Das Modell der Dynamik der Flugzeuglängsbewegung basiert auf den in Abschnitt 3.1 aufgezeigten Gleichungen und enthält ebenfalls ein Modell, das das dynamische Verhalten des Fahrwerks bei Bodenkontakt simuliert. Die Nickdämpfung wird

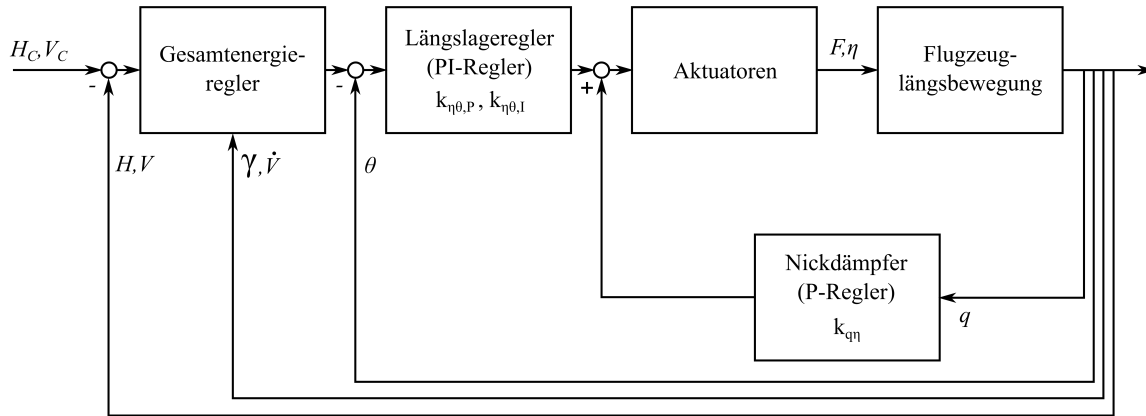


Abbildung 6.2.: Skizze des geschlossenen Regelkreises für die Längsbewegung

durch einen einfachen P-Regler mit der Reglerkonstante $k_{q\eta}$ realisiert. Weitere Informationen zu den einzelnen Reglerkonstanten sowie den Begrenzern für Raten und Ausschläge, die für dieses Modell gewählt wurden, können Tabelle B.4 im Anhang entnommen werden. Zur Regelung der Längslage wird ein PI-Regler mit den entsprechenden Konstanten $k_{\eta\theta,P}$ für das P-Glied und $k_{\eta\theta,I}$ für das I-Glied verwendet.

Die Regelung der Höhe und der Fluggeschwindigkeit soll durch einen Gesamtenergieregler geschehen, der aufgrund der Verkopplung von Höhen- und Geschwindigkeitsregelung eine recht genaue Flugbahnführung ermöglicht [3]. Aufgrund der geringen Flughöhe des unbemannten Fluggerätes ist eine genaue Flugbahnführung unabdingbar. Beim entkoppelten Regler wird die Regelung dieser beiden Größen separat vorgenommen, wodurch sich in bestimmten Fällen eine Abnahme der Gesamtenergie einstellen kann. Diese kann bei der geringen Flughöhe des UAV sehr kritisch sein. Im Falle des Gesamtenergiereglers wird der Schub zur Regelung der Energie eingesetzt, während das Höhenruder insbesondere der Verteilung dieser Energie in kinetische und potenzielle Energie dient [3]. Darüber hinaus soll das ALAADy-Fluggerät ebenfalls im Hinblick auf einen flexiblen Betrieb eine geringe Empfindlichkeit gegenüber Störeinflüssen, wie beispielsweise Böen oder Windscherungen, aufweisen. Hierfür ist die Nutzung einer verkoppelten Höhen- und Geschwindigkeitsregelung, so wie es beim Gesamtenergieregler der Fall ist, ebenfalls hilfreich [3].

Abbildung 6.3 zeigt den Gesamtenergieregler, der für den Doppelleitwerksträger implementiert wurde. Auf Basis der Abweichungen ΔH und ΔV werden zunächst Vorgaben an den Gleitwinkel und die Geschwindigkeitsänderung erstellt. Diese werden anschließend in Energiegrößen umgerechnet,

mithilfe derer sich Vorgaben für den Triebwerksschub und den Längslagewinkel ergeben. Informationen zu den physikalischen Hintergründen des Gesamtenergiereglers können beispielsweise in [3] gefunden werden.

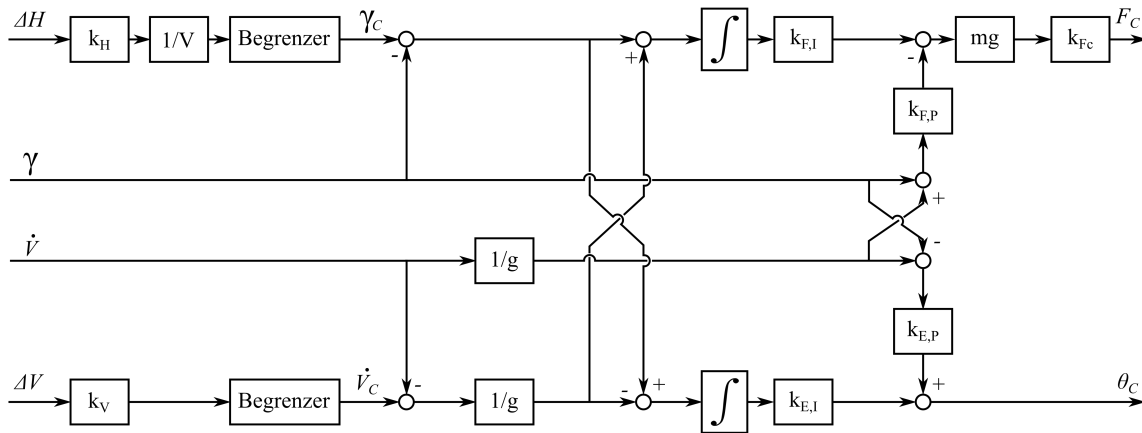


Abbildung 6.3.: Skizze des Gesamtenergiereglers, angelehnt an [3]

Der Reiseflug des Doppelleitwerksträgers wird nun mithilfe des in Abbildung 6.2 aufgezeigten Regelungssystems simuliert. Dabei wird ausgehend vom stationären Horizontalflug in einer Höhe von 120 m mit der Reisefluggeschwindigkeit von 55, 56 m/s, was den in ALAADy geforderten 200 km/h entspricht, ein einfacher Flugpfad kommandiert. Dieser sieht zunächst eine Höhenänderung mit einem Steigwert von 5 m/s und ein anschließendes Absinken auf die Ausgangshöhe vor. Anschließend wird durch eine Höhenänderungsvorgabe von 50 m ein vertikales Ausweichmanöver simuliert. Letztlich soll die Steigleistung des ALAADy-Fluggerätes mit diesem Regler durch einen vorgegebenen Höhensprung von 400 m überprüft werden. Diese Vorgaben entsprechen nicht zwangsläufig den Betriebsanforderungen des ALAADy-Fluggerätes, sondern sollen vielmehr einen qualitativen Eindruck von den Flugleistungen des Doppelleitwerksträgers geben.

Abbildung 6.4 zeigt den Flugverlauf des Doppelleitwerksträgers bei voller Beladung. Abbildungsteil 1 zeigt dabei das Höhenprofil des Flugzeugs auf. Es ist erkennbar, dass die kommandierte Steiggeschwindigkeit von 5 m/s vom Doppelleitwerksträger nicht ganz eingehalten werden kann. Die erflogene Höhenänderung liegt hierbei eher bei rund 4 m/s. Die anschließende Höhenabnahme entspricht dafür der Vorgabe. Insgesamt ist erkennbar, dass das Flugzeugverhalten bei Nutzung des derzeitigen Reglers relativ träge ist und den Vorgaben um ungefähr zehn Sekunden nacheilt.

Abbildung 6.4, Teil 2 zeigt den zugehörigen Geschwindigkeitsverlauf. Man sieht, dass die Geschwindigkeitsänderungen durch die Höhenänderung beim ersten Manöver rund 10 m/s betragen. Durch die Anpassung des Gesamtenergiereglers kann hier entsprechend die Aufteilung der Energie angepasst werden, sodass entweder die Höhenänderung schneller vollzogen oder die Fluggeschwindigkeitsänderung verringert werden kann. Beim letzten Manöver fällt die Geschwindigkeit unter 40 m/s. Das Flugzeug benötigt ungefähr zwei Minuten, um die kommandierte Höhe von 400 m zu erreichen. Damit realisiert es die Höhenänderung mit einer Steiggeschwindigkeit von rund 3,3 m/s.

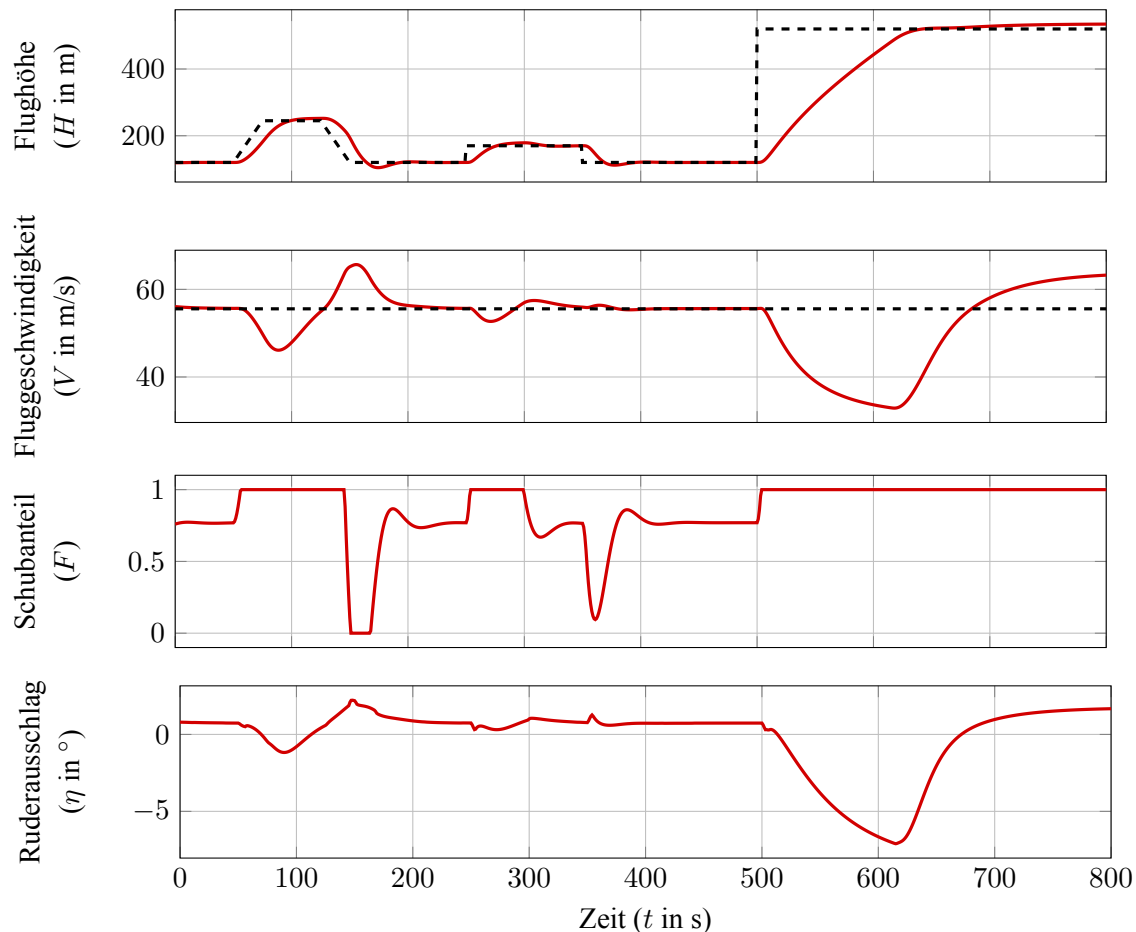


Abbildung 6.4.: Flugverlauf des geregelten Doppelleitwerksträgers bei voller Beladung

Abbildung 6.4, Teil 3 zeigt das Steuersignal des Schubs als Anteil des möglichen Schubs, der bei voller Leistung erreicht werden kann. Zunächst ist erkennbar, dass dieser während der Flugphasen, in denen ein annähernd stationärer Horizontalflug erfolgen wird, rund 75% beträgt. Dies entspricht dem in Kapitel 4 vorgegebenen Wert für den Reiseflug. Somit stimmen die Simulationsergebnisse im Reiseflug gut mit den Ergebnisse der analytischen Flugleistungsbetrachtungen überein. Da der Schub direkt vom Widerstand abhängt kann hiermit auch davon ausgegangen werden, dass der Kraftstoffverbrauch und damit die erforderliche Reichweite in guter Übereinstimmung mit den zuvor errechneten Werten sind.

Ferner operieren die Triebwerke wie erwartet beim Steigflug unter Volllast, wodurch die Steigleistung begrenzt ist. Abbildungsteil 4 zeigt schließlich den Höhenruderausschlag, der den Erwartungen entspricht und zur Gewährung der Nickbewegung negativ für den Steigflug und positiv für den Sinkflug ausgeschlagen ist.

Abbildung 6.5 zeigt den Flugverlauf für den Doppelleitwerksträger ohne Beladung. Es ist erkennbar, dass die grundsätzlichen Verläufe denen des voll beladenen Doppelleitwerksträgers ähneln. Infolge des geringeren Gewichts fällt der Schubbedarf im stationären Horizontalflug allerdings geringer aus als zuvor und liegt bei rund 65%. Dies äußert sich in einer Erhöhung der Steigleistung, sodass die Sollhöhen etwas schneller erreicht werden.

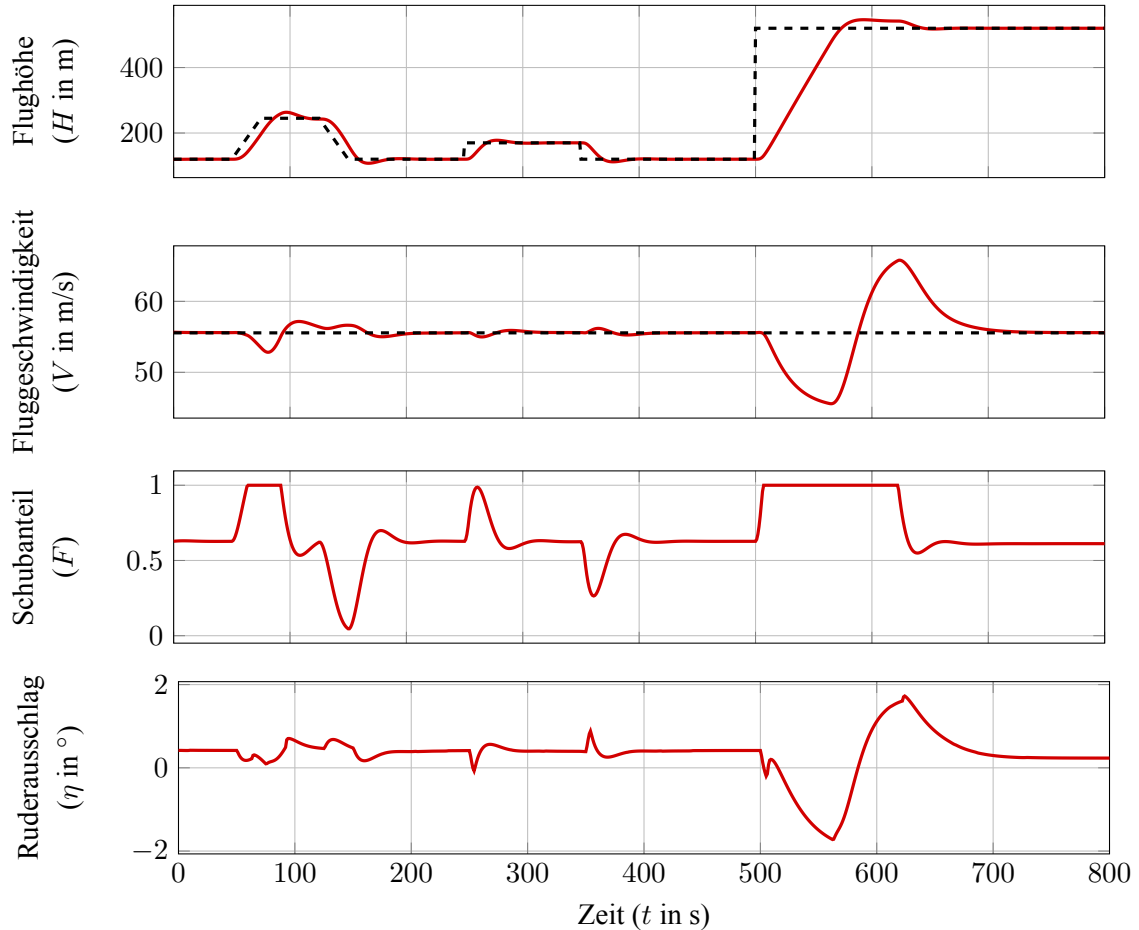


Abbildung 6.5.: Flugverlauf des geregelten Doppelleitwerksträgers ohne Beladung

Der Höhenruderausschlag zeigt, dass der Ruderausschlag in negativer Richtung im Vergleich zum beladenen Fall insgesamt deutlich geringer ausfällt. Der Ruderausschlag im letzten Manöver liegt hierbei bei rund -2° während im beladenen Fall fast -7° nötig waren. Dies resultiert aus der in Kapitel 5 gezeigten Schwerpunktverschiebung, wodurch das abnickende Moment durch die Änderung des Anstellwinkels beim Steigflug geringer ist als beim beladenen Fall.

6.2. Simulation des Startvorgangs

Im Rahmen der Vorentwurfsphase spielten die ALAADy-Anforderungen an die Start- und Landestrecke eine sehr wichtige Rolle. Aus diesem Grund soll abschließend eine Betrachtung bezüglich der Startstrecke durchgeführt werden. Hierbei wird die Startstrecke für den Doppelleitwerksträger bei maximaler Abflugmasse betrachtet werden. Abbildung 6.6 zeigt die Simulationsergebnisse für den Startvorgang.

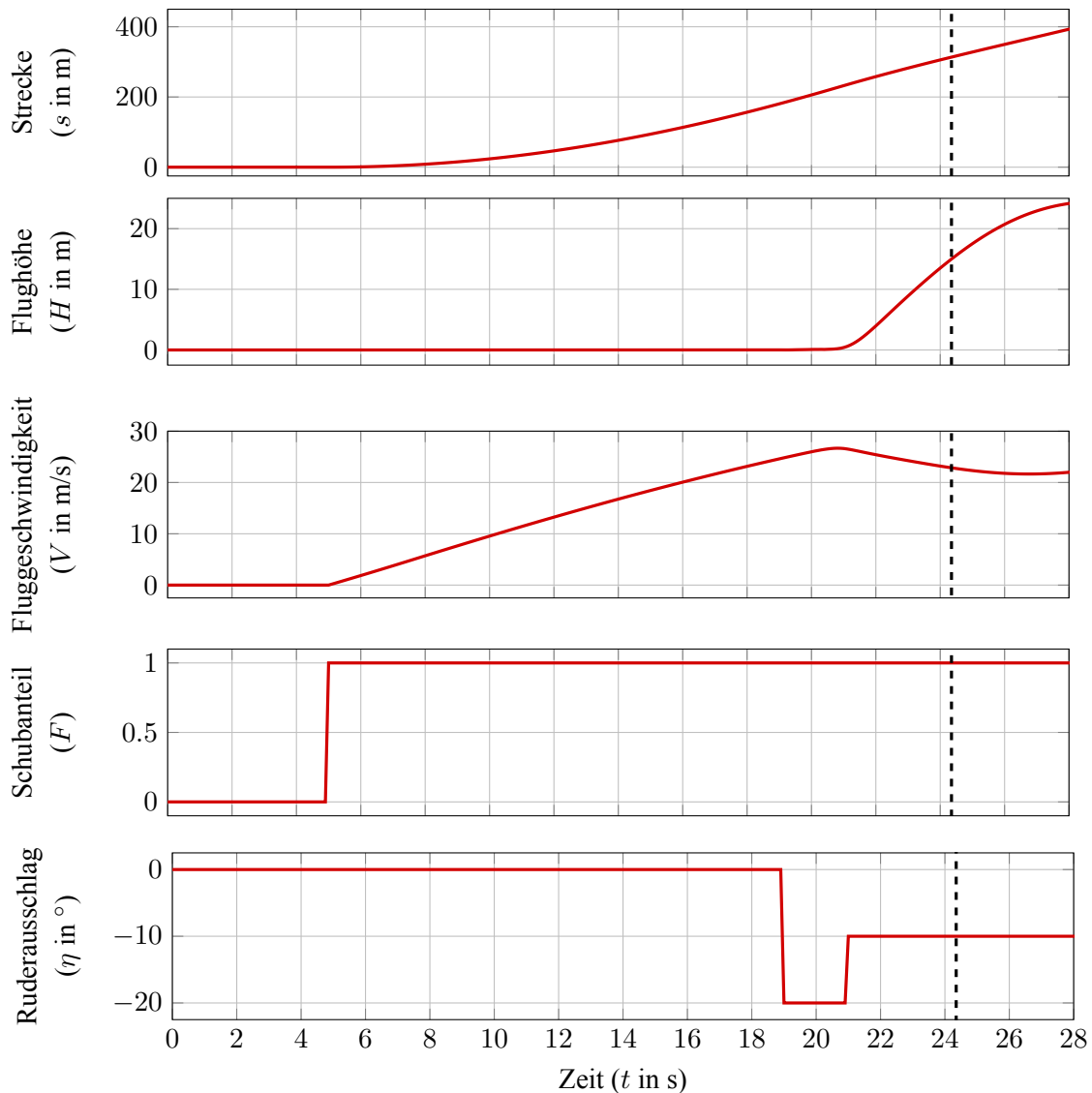


Abbildung 6.6.: Startvorgang des Doppelleitwerksträgers bei voller Beladung

Der Start wird durch Steuereingaben und ohne Regler durchgeführt. Der Startvorgang wird nach fünf Sekunden durch die Vorgabe von Vollschub eingeleitet. Hierin ist ebenfalls der durch die elektrischen Triebwerke bereitgestellte Schubanteil enthalten. Ab Erreichen der Rotationsgeschwindigkeit, die hier als 120% der Überziehgeschwindigkeit angenommen wird, erfährt das Höhenruder einen Ausschlag

von -20° . Nach Abheben wird der Ausschlag auf -10° gesetzt. Diese Vorgaben spiegeln nicht die optimalen Steuerausschläge dar. Sie dienen lediglich der Demonstration und dem Nachweis über die möglichen Startleistungen.

Man erkennt, dass die Fluggeschwindigkeit ab dem Moment des Abhebens leicht absinkt und nach Erreichen der Hindernishöhe von 15 m (gestrichelte Linie), die das Ende des Startvorgangs kennzeichnet, unter die Rotationsgeschwindigkeit fällt und anschließend wieder leicht ansteigt. Die gesamte Startstrecke beträgt bei Erreichen der Hindernishöhe ungefähr 310 m. Dieser Wert deckt sich sehr gut mit dem analytisch ermittelten Wert von 320 m für den Doppelleitwerksträger nach Anpassung der Geometrie (Tabelle 5.2). Die Startrollstrecke macht den größten Anteil der Startstrecke aus.

Prinzipiell erfordert der Höhenruderausschlag weitere Anpassungen, sodass ein Absinken der Fluggeschwindigkeit bei Erreichen der Hindernishöhe vermieden wird. Nichtsdestotrotz zeigt diese Simulation bereits, dass die erforderliche Startstrecke aus den Simulationsergebnissen gut mit dem analytisch ermittelten Wert übereinstimmt und stützt somit die zuvor angenäherten Ergebnisse.

7. Zusammenfassung

Das Ziel dieser Masterarbeit bestand aus der Auswahl und des Vorentwurfs von zwei geeigneten Flugzeugkonfigurationen für den im DLR-Projekt ALAADy (*Automated Low Altitude Air Delivery*) vorgesehenen unbemannten Transport einer Nutzlast von einer Tonne.

Dafür wurden zunächst die im Projekt ALAADy formulierten Anforderungen beleuchtet und daraus notwendige sowie hilfreiche Konfigurationsaspekte für das unbemannte Fluggerät abgeleitet. Auf Basis dieser Aspekte wurden im Rahmen einer umfassenden Vorbetrachtungsphase eine Vielzahl von unterschiedlichen Flugzeugkonfigurationen untersucht und im Hinblick auf die ALAADy-Anforderungen auf qualitativer Ebene bewertet. Da der Anwendungsfall des ALAADy-Vehikels eine Neuheit in der Luftfahrt darstellt, fanden auch ungewöhnliche Flugzeugkonfigurationen Berücksichtigung. Letztlich wurden eine konventionelle Drachenkonfiguration, ein Entenflugzeug, ein Doppelleitwerksträger, ein Doppeldecker sowie ein Boxwing für genauere Analysen ausgewählt.

Im Anschluss wurde mit MATLAB ein automatisierter Flugzeugvorentwurf auf Basis von Flugleistungsabschätzungen realisiert. Die ALAADy-Anforderungen an die Start- und Landestrecken sowie die Reichweite wurden direkt in den Vorentwurfsprozess integriert. Für alle betrachteten Flugzeugtypen wurden in einem Spannweitenbereich von 6 bis 24 Metern Geometrieparameter und Antriebsparameter variiert, bis alle ALAADy-Anforderungen eingehalten wurden. Die Ermittlung der Flugleistungen wurde durch einfache Näherungsformeln vorgenommen. Dabei lag das Hauptaugenmerk dieses Vorentwurfs auf dem Vergleich flugzeugspezifischer Unterschiede. Dafür wurden identische Basisparameter für alle Konfigurationen gewählt sowie die konfigurationellen Besonderheiten sorgfältig modelliert. Im ersten Schritt wurden Flugzeugentwürfe ermittelt, die aufgrund der Start und Landeanforderungen eine relativ große Flügelfläche und eine geringe Flächenbelastung aufwiesen und damit die beste Gleitzahl und den optimalen Betriebspunkt bei Geschwindigkeiten unterhalb der Reisefluggeschwindigkeit aufwiesen.

Zur Verringerung der Flügelfläche wurde ein Konzept untersucht, mithilfe dessen der Auftrieb in der Hochauftriebskonfiguration vergrößert und damit die Lande- und Startstrecken verringert werden können. Dafür wurden vier zusätzliche elektrische Propellertriebwerke entlang der Flügelvorderkante verteilt, wobei die Propeller im Reiseflug eingeklappt und bei Betrieb im Langsamflug durch den Propellerstrom über Flügel und Klappensysteme zu einer Vergrößerung des Auftriebs führen sollten. Bei der Auslegung des Propellerschubes während der Landung musste ein Kompromiss zwischen der Minimierung des Schubs und der Maximierung des zusätzlichen Auftriebs gefunden werden. Aus diesem Grund wurde die elektrische Triebwerksleistung derart ausgelegt, dass ein konstanter Gleitwinkel bei der Landung von $7,5^\circ$ erreicht wurde. Da der Reiseflug nach wie vor mithilfe der fossil betrie-

benen Triebwerke realisiert wurde, konnte das Batteriezusatzgewicht sehr gering gehalten werden. Dieses Konzept führte insbesondere in einem mittleren Spannweitenbereich zu vielversprechenden Ergebnissen.

Letztlich wurde die elektrische Version des Doppelleitwerksträgers mit einer Spannweite von 16 Metern dank des geringsten Kraftstoffverbrauchs dieser Konfiguration ausgewählt. Darüber hinaus wurde auch der Boxwing bei einer Spannweite von 12 Metern dank der Möglichkeit einer sehr kompakten Ausführung für weitere Untersuchungen in ALAADy vorgesehen. Dieser konnte durch das nicht planare Flügelsystem auch bei geringen Spannweiten ausgeführt werden.

Aus Gründen der Einfachheit und der verbesserten Vergleichbarkeit wurden im Rahmen des Vorentwurfs keine Aspekte der Stabilität oder Steuerbarkeit betrachtet. Vor diesem Hintergrund wurden im Anschluss Schwerpunkte, Trägheitsmomente und die flugmechanischen Derivativa ermittelt sowie Untersuchungen zu Flugeigenschaften bei voller Beladung angestellt. Dabei wurden auf Basis der statischen Längsstabilität, der Windfahnenstabilität, dem Schieberollmomentenbeiwert sowie dem zulässigen Schwerpunktbereich sukzessive leichte Änderungen an den Flugzeuggeometrien vorgenommen. Am Boxwing mussten keine Änderungen vorgenommen werden. Beim Doppelleitwerksträger wurden die äquivalente Höhenleitwerksfläche und die Länge der Leitwerksarme vergrößert. Die dadurch hervorgerufenen Änderungen der Flugleistungen blieben gering. Analysen der Fluggeräte ohne Beladung zeigten auf, dass der Doppelleitwerksträger aufgrund der Schwerpunktwanderung seine statische Längsstabilität verliert.

Da die Abschätzung der Derivativa auf erheblichen Vereinfachungen beruhte, wurden diese anschließend erneut mit dem Programm AVL, das auf dem Wirbelleitervverfahren und der Theorie schlanker Körper basiert, ermittelt. Mit diesen Werten wurden der Doppelleitwerksträger und der Boxwing auf dynamische Stabilität untersucht. Dabei stellte sich heraus, dass beide Konfigurationen eine instabile Roll-Gier-Schwingung aufweisen. Je nach Art der Zertifizierung, die für das unbemannte Fluggerät wirksam wird, muss dies entweder vom Flugregler kompensiert werden oder weitreichende Anpassungen der Geometrie werden nötig.

Abschließend wurde ein Regler für die Längsbewegung des Doppelleitwerksträgers implementiert. Die Regelung der Höhe und der Geschwindigkeit wurde dabei durch einen Gesamtenergieregler vorgenommen, der aufgrund der geringen Flughöhe des unbemannten Fluggeräts gewählt wurde. Der geregelte Reiseflug sowie einfache Ausweichmanöver wurden durch die Vorgabe eines Flugpfades simuliert sowie die maximale Steigleistung beleuchtet. Zudem wurde eine Simulation des Startvorgangs durch gezielte Steuereingaben durchgeführt. Sowohl die im Reiseflug erforderliche Triebwerksleistung als auch die Startstrecke stimmten gut mit den analytisch berechneten Werten überein.

Die im Rahmen dieser Masterarbeit erzielten Ergebnisse sind erste Abschätzungen und werden weiteren Untersuchungen im Projekt ALAADy dienen. Die charakteristischen Eigenschaften der Flugzeugtypen wurden sorgfältig modelliert, wodurch von einer guten Aussagekraft der grundlegenden Trends ausgegangen werden kann. Allerdings sollten komplexere Verfahren genutzt werden, um das Flugzeugverhalten der finalen Entwürfe mit einer höheren Genauigkeit bestimmen zu können.

8. Ausblick

Die in dieser Masterarbeit erzielten Ergebnisse dienen einer Reihe von weiteren Anwendungen als Grundlage. Zunächst sollten die Rahmenbedingungen der Zertifizierung des unbemannten Fluggerätes geklärt werden. Für den Fall, dass das ALAADy-Vehikel mit einer natürlichen Stabilität ausgelegt werden muss, müssen weitergehende Untersuchungen zur dynamischen Seitenstabilität angestellt werden und die Roll-Gier-Stabilität gewährleistet werden. Eine weitere Vergrößerung der Seitenleitwerksfläche oder die Vergrößerung des horizontalen Leitwerkshebelarms können dabei eine Rolle spielen. Zudem sollte die statische Längsstabilität des leeren Doppelleitwerksträgers realisiert werden.

Darüber hinaus sollte im Rahmen weiterer Arbeiten ein Flugregler für die Seitenbewegung implementiert werden, der den Kurs des Fluggerätes regelt und für eine erhöhte Stabilität in der Seitenbewegung sorgt. Zusätzlich können die Modelle und der Regler für den Boxwing angepasst werden und für diese Konfiguration weitere Flugsimulationen durchgeführt werden. Für die als Abschluss des Projektes ALAADy vorgesehene Betriebssimulation ist die Realisierung eines Flugreglers ohnehin erforderlich.

Weitere Aspekte, die in dieser Masterarbeit unberücksichtigt geblieben sind, umfassen die Manövrierbarkeit und Fragestellungen der Böenlastabminderung. Beide sind allerdings für das unbemannte Lufttransportsystem von großer Wichtigkeit. Das ALAADy-Fluggerät muss aufgrund der geringen Flughöhe so ausgelegt werden, dass es schnelle und kurze Ausweichmanöver fliegen kann und zudem besonders robust auf äußere Störungen reagiert.

Außerdem wurden in dieser Arbeit nur sehr ungenaue Methoden genutzt, die lediglich qualitative Ergebnisse und Vergleiche geliefert haben. Für genauere Abschätzungen der Flugzeugmasse sollten strukturmechanische Verfahren genutzt und auch für die aerodynamischen Betrachtungen sollten Verfahren höherer Genauigkeit, optimalerweise numerische Strömungssimulationen zu Rate gezogen werden.

Eine wichtige Anforderung an das ALAADy-Fluggerät besteht ebenfalls in der Möglichkeit des kontrollierten Flugabbruchs. Dabei soll sichergestellt werden, dass im Falle eines Fehlers das Absturzgebiet des unbemannten Flugzeuges eingegrenzt und obendrein die Aufprallenergie minimiert wird. Die dritte Konfiguration, die im Rahmen dieses Projekts betrachtet wird, ist ein Tragschrauber, der dank seiner Autorotationseigenschaften bereits diese inhärenten Sicherheitseigenschaften aufweist. Die hier betrachteten Starrflügler müssen dafür mit geeigneten Systemen ausgestattet werden. Denkbar wären beispielsweise Fallschirmsysteme.

Letztlich handelt es sich bei dieser Arbeit um den ersten Schritt des Projektes ALAADy, die Konfigurationsfindung. Dementsprechend umfassen künftige Arbeiten ebenfalls die weiteren im Projekt vorgesehenen Arbeitspakete. Darunter fallen die Ausarbeitung eines geeigneten Luftraumintegrationskonzepts, die automatische Routenplanung, weitere Untersuchungen zum elektrischen Antriebssystem sowie der finale Nachweis der Funktionstauglichkeit des unbemannten Lufttransportsystems.

Literatur

- [1] Acree, C. W., Jr., *Impact of Aerodynamics and Structures Technology on Heavy Lift Tiltrotors*, NASA, Ames Research Center, Moffett Field, CA, United States, Januar 2006.
- [2] Austin, R., *Unmanned Aircraft Systems: UAVS Design, Development and Deployment*, Ser. Aerospace Series. Wiley, 2011.
- [3] Brockhaus, R., Alles, W. und Luckner, R., *Flugregelung, 3. Auflage*. Springer Berlin Heidelberg, 2011.
- [4] Bräunling, W., *Flugzeugtriebwerke, 3. Auflage*. Springer Berlin Heidelberg, 2009.
- [5] Canis, B., „Unmanned Aircraft Systems (UAS): Commercial Outlook for a New Industry“, *Congressional Research Service*, 2015.
- [6] Crutsinger, G. M., Short, J. und Sollenberger, R., „The Future of UAVs in Ecology: An Insider Perspective from the Silicon Valley Drone Industry“, *NRC Research Press*, 2016.
- [7] Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, „ALAADy - Automated Low Altitude Air Delivery, Projektplan“, 2016.
- [8] Drela, M., *Webseite Athena Vortex Lattice, (AVL)*, <http://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/>, Zugriff: 01. Oktober 2016.
- [9] EASA, *Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes, CS-23, Amendment 2*, European Aviation Safety Agency, 2010.
- [10] Federal Aviation Administration, „FAA, Aerospace Forecast, Fiscal Years 2016-2036“, 2016.
- [11] Federal Aviation Administration, „Small UAS Rule (Part 107)“, 2016.
- [12] Fletcher, H. S., „Experimental Investigation of Lift, Drag, and Pitching Moment of Five Annular Airfoils“, *NACA TN 4117*, Oktober 1957.
- [13] Glauert, H., „Theoretical Relationships for an Aerofoil with Hinged Flap“, *Reports and Memoranda No. 1095 (Ae 274)*, 1927.
- [14] Hafer, X. und Sachs, G., *Flugmechanik: Moderne Flugzeugentwurfs- und Steuerungskonzepte, 2. Auflage*. Springer Berlin Heidelberg, 1987.
- [15] Hasan, Y. J., Sachs, F. und Dauer, J. C., „Preliminary Design Study for a Future Unmanned Cargo Aircraft Configuration“, *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, September 2016.
- [16] Heinze, W., *Entwerfen von Verkehrsflugzeugen I*, Skript zur Vorlesung, 2012/2013.
- [17] Heinze, W., *Entwerfen von Verkehrsflugzeugen II*, Skript zur Vorlesung, 2013.
- [18] Hepperle, M., „Electric Flight - Potential and Limitations“, *AVT-209 Workshop on Energy Efficient Technologies and Concepts of Operation*, Oktober 2012.

- [19] Hoerner, S., *Fluid-Dynamic Drag: Practical Information on Aerodynamic Drag and Hydrodynamic Resistance*. Hoerner Fluid Dynamics, 1965.
- [20] Houbolt, J. C., „Why Twin-Fuselage Aircraft?“, *Journal of Astronautics and Aeronautics*, Bd. 20, Nr. 4, S. 26–35, 1982.
- [21] ICAO, *Manual of the ICAO Standard Atmosphere*, International Civil Aviation Organization, extended to 80 kilometres (252 500 feet), 1993.
- [22] Jackson, P., Munson, K. und Peacock, L., *Jane's All the World's Aircraft 2004-2005*. Jane's Information Group Inc, 2004.
- [23] Keith, M. W. und Selberg, B. P., „Aerodynamic Optimization Comparison, and Trim Design of Canard and Conventional High Performance General Aviation Configurations“, *AIAA 83-0058*, Januar 1983.
- [24] Kroo, I., „Nonplanar Wing Concepts for Increased Aircraft Efficiency“, *Lecture Series on Innovative Configurations and Advanced Concepts for Future Civil Aircraft*, Juni 2005.
- [25] Laitone, E. V., „Prandtl's Biplane Theory Applied to Canard and Tandem Aircraft“, *Journal of Aircraft*, Bd. 17, Nr. 4, S. 233–237, April 1980.
- [26] Lange, R. H., Cahill, J. F., Bradley, E. S., Eudaily, R. R., Jenness, C. M. und MacWilkinson, D., „Feasibility Study of the Transonic Biplane Concept for Transport Aircraft Application“, *NACA CR-132462*, Juni 1974.
- [27] Liebeck, R. H., „Design of the Blended Wing Body Subsonic Transport“, *Journal of Aircraft*, Bd. 41, Nr. 1, S. 10–25, Januar-Februar 2004.
- [28] Mukhopadhyay, V., „Blended-Wing-Body (BWB) Fuselage Structural Design for Weight Reduction“, *AIAA 2005-2349*, April 2005.
- [29] Munk, M. M., „The Minimum Induced Drag of Aerofoils“, *NACA TR 121*, 1921.
- [30] Nită, M. und Scholz, D., „Estimating the Oswald Factor from Basic Geometrical Parameters“, *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, 2012.
- [31] Norm, D., *Begriffe, Größen und Formelzeichen der Flugmechanik*, DIN9300, Luft und Raumfahrt, Bewegung des Luftfahrzeuges gegenüber der Luft, 1990.
- [32] Prandtl, L., „Induced Drag of Multiplanes“, *NACA TN 182*, März 1924.
- [33] Raymer, D. und AIAA, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, Ser. Educ Series. Washington D.C.: American Institute of Aeronautics und Astronautics, 1989.
- [34] Rohsaz, K. und Selber, B. P., „Three-Surface Aircraft - Optimum vs Typical“, *Journal of Aircraft*, Bd. 26, Nr. 8, 1989.
- [35] Rokhsaz, K. und Selberg, B. P., „Three-Surface Aircraft - Optimum vs Typical“, *Journal of Aircraft*, Bd. 26, Nr. 8, S. 699–704, August 1989.
- [36] Roskam, J., *Airplane Design Part VI : Preliminary Calculations of Aerodynamics, Thrust and Power Characteristics*. Ottawa, Kansas: Roskam Aviation und Engineering Corporation, 1987.
- [37] Rossow, C.-C., Wolf, K. und Horst, P., *Handbuch der Luftfahrzeugtechnik*. Carl Hanser Verlag München, 2014.

- [38] Sacco, G. und Lanari, C., „The Three Lifting Surface Configuration Concept And Lessons Learned From The Piaggio P180“, *Innovative Configurations and Advanced Concepts for Future Civil Aircraft*, Juni 2005.
- [39] Schiktanz, D., *Conceptual Design of a Medium Range Box Wing Aircraft*, Masterarbeit, Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg, 2011.
- [40] Schiktanz, D. und Scholz, D., „Box Wing Fundamentals - An Aircraft Design Perspective“, *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, S. 601–615, 2011.
- [41] Schlichting, H. und Truckenbrodt, E., *Aerodynamik des Flugzeuges, Band 1: Grundlagen aus der Strömungsmechanik, Aerodynamik des Tragflügels Teil I*. Springer Berlin Heidelberg, 2000.
- [42] Schlichting, H. und Truckenbrodt, E., *Aerodynamik des Flugzeuges, Band 2: Aerodynamik des Tragflügels Teil I, des Rumpfes, der Flügel-Rumpf-Anordnung und der Leitwerke*. Springer Berlin Heidelberg, 2000.
- [43] Solies, U. P., „Numerical Methods for Estimation of Propeller Efficiencies“, *Journal of Aircraft*, Bd. 31, Nr. 4, S. 996–998, Juli 1993.
- [44] SRS, „Parametric Specific Fuel Consumption Analysis of the PW120A Turboprop Engine“, *Specific Range Solutions Ltd.*, Juli 2009.
- [45] Stoll, A. M., Bevirt, J., Moore, M. D., Fredericks, W. J. und Borer, N. K., „Drag Reduction Through Distributed Electric Propulsion“, *Aviation Technology, Integration and Operations Conference, Atlanta, Georgia*, Juni 2014.
- [46] Stoll, A. M., Bevirt, J., Pei, P. P. und Stilson, E. V., „Conceptual Design of the Joby S2 Electric VTOL PAV“, *Aviation Technology, Integration and Operations Conference, Atlanta, Georgia*, Juni 2014.
- [47] Thomas, F., *Grundlagen für den Entwurf von Segelflugzeugen*. Motorbuch Verlag, Stuttgart, 1995.
- [48] Torenbeek, E., *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. Springer Netherlands, 1982.
- [49] Virginia Tech, Department of Aerospace and Ocean Engineering, *Webseite*, <http://www.dept.aoe.vt.edu/~lutze/A0E3104/takeoff&landing.pdf>, Zugriff: 20. September 2016.
- [50] Vos, R., Geuskens, F. J.J.M. M. und Hoogreef, M. F. M., „A New Structural Design Concept for Blended Wing Body Cabins“, *AIAA 2012-1998*, April 2012.
- [51] Vörsmann, P., *Flugmechanik II, Flugeigenschaften der Längs- und Seitenbewegung*, Skript zur Vorlesung, 2012/2013.
- [52] Yin, J. und Stürmer, A., „Aerodynamic and Aeroacoustic Analysis of Installed Pusher-Propeller Aircraft Configurations“, *Journal of Aircraft*, Bd. 49, Nr. 5, September-Oktober 2012.

A. Weitere Abschätzungsformeln

A.1. Abschätzung des Reibungsbeiwertes

In diesem Abschnitt soll gezeigt werden, wie der Reibungsbeiwert c_f nach [17] abgeschätzt werden kann. Unter Berücksichtigung des Verhältnisses von Rauigkeit zu Referenzlänge können drei unterschiedliche Grenzreynoldszahlen bestimmt werden:

$$\begin{aligned} Re_1 &= \frac{100}{\left(\frac{k_S}{l}\right)} \\ Re_2 &= \frac{10^{2,086}}{\left(\frac{k_S}{l}\right)^{1,0652}} \\ Re_3 &= \frac{10^{2,88}}{\left(\frac{k_S}{l}\right)^{1,074}} \end{aligned} \quad (A.1)$$

Dazu werden entsprechende Reibungskoeffizienten bestimmt:

$$\begin{aligned} c_{f,1} &= \frac{0,455}{\log(Re_1)^{2,58}} \\ c_{f,3} &= \left(1,89 + 1,62 \cdot \log(k_S/l)^{-2,5}\right) \\ c_{f,2} &= (0,8606 - 0,01145 \cdot \log(k_S/l)) \cdot c_{f,3} \end{aligned} \quad (A.2)$$

Abhängig von der Reynoldszahl ergibt sich der Reibungsbeiwert zu:

$$c_f = \begin{cases} \frac{0,455}{\log(Re)^{2,58}} & , Re \leq Re_1 \\ 10^{\log(c_{f,1})} + \frac{\log(c_{f,2}) - \log(c_{f,1})}{\log(Re_2) - \log(Re_1)} \cdot (\log(Re) - \log(Re_1)) & , Re_1 < Re \leq Re_2 \\ 10^{\log(c_{f,2})} + \frac{\log(c_{f,3}) - \log(c_{f,2})}{\log(Re_3) - \log(Re_2)} \cdot (\log(Re) - \log(Re_2)) & , Re_2 < Re \leq Re_3 \\ c_{f,3} & , Re > Re_3 \end{cases} \quad (A.3)$$

A.2. Zulässiger Schwerpunktbereich des Boxwings

Unter Zuhilfenahme von Abbildung 5.4b kann die Momentenbilanz um den Schwerpunkt des Boxwings folgendermaßen aufgestellt werden:

$$\sum \hat{M}_s \stackrel{!}{=} 0 = -C_{m0} - C_{A,v} \cdot \frac{r_v}{l_\mu} \cdot \frac{S_v}{S} + C_{A,h} \cdot \frac{r_h}{l_\mu} \cdot \frac{S_h}{S} \quad (\text{A.4})$$

Dabei wird davon ausgegangen, dass die Staudrücke am vorderen und am hinteren Flügel identisch sind und das Staudruckverhältnis somit zu $q_S/q = 1$ wird. Im Falle des Boxwings soll der vordere Flügel zur Trimmung genutzt werden. Da beide Flügelanteile an der Generierung von Auftrieb beteiligt sind, entspricht die Summe beider Flügel der Referenzfläche, sodass die hintere Flügelfläche durch

$$S_h = S - S_v \quad (\text{A.5})$$

substituiert werden kann. Damit ergibt sich aus (A.4):

$$\begin{aligned} 0 &= -C_{m0} - C_{A,v} \cdot \frac{r_v}{l_\mu} \cdot \frac{S_v}{S} + C_{A,h} \cdot \frac{r_h}{l_\mu} \cdot \frac{S - S_v}{S} \\ &= -C_{m0} + C_{A,h} \cdot \frac{r_h}{l_\mu} - \left(C_{A,v} \cdot \frac{r_v}{l_\mu} + C_{A,h} \cdot \frac{r_h}{l_\mu} \right) \cdot \frac{S_v}{S} \end{aligned}$$

Eine Umstellung nach S_v/S liefert:

$$\begin{aligned} \frac{S_v}{S} &= \frac{-C_{m0} + C_{A,h} \cdot \frac{r_h}{l_\mu}}{C_{A,v} \cdot \frac{r_v}{l_\mu} + C_{A,h} \cdot \frac{r_h}{l_\mu}} \\ &= \frac{C_{A,h}}{C_{A,v}} \cdot \frac{\frac{r_h}{l_\mu} - \frac{C_{m0}}{C_{A,h}}}{\frac{r_v}{l_\mu} + \frac{C_{A,h}}{C_{A,v}} \cdot \frac{r_h}{l_\mu}} \end{aligned}$$

Laut (5.3) kann r_v ersetzt werden durch

$$r_v = r_H^* - r_h. \quad (\text{A.6})$$

Damit ergibt sich

$$\begin{aligned} \frac{S_v}{S} &= \frac{C_{A,h}}{C_{A,v}} \cdot \frac{\frac{r_h}{l_\mu} - \frac{C_{m0}}{C_{A,h}}}{\frac{r_H^* - r_h}{l_\mu} + \frac{C_{A,h}}{C_{A,v}} \cdot \frac{r_h}{l_\mu}} \\ &= \frac{C_{A,h}}{C_{A,v}} \cdot \frac{\frac{r_h}{l_\mu} - \frac{C_{m0}}{C_{A,h}}}{\frac{r_H^*}{l_\mu} + \left(\frac{C_{A,h}}{C_{A,v}} - 1 \right) \cdot \frac{r_h}{l_\mu}} \end{aligned}$$

Die Multiplikation des Zählers und des Nenners mit l_μ/r_H^* liefert schließlich die gesuchte Relation

$$\frac{S_v}{S} = \frac{C_{A,h}}{C_{A,v}} \cdot \frac{\frac{r_h}{r_H^*} - \frac{l_\mu}{r_H^*} \cdot \frac{C_{m0}}{C_{A,h}}}{\frac{r_h}{r_H^*} \cdot \left(\frac{C_{A,h}}{C_{A,v}} - 1 \right) + 1}. \quad (\text{A.7})$$

A.3. Widerstandsanstieg

Eine vereinfachte Möglichkeit, den Widerstandsanstieg am Arbeitspunkt unter der Voraussetzung zu ermitteln, dass sich eine Änderung des Widerstandes lediglich durch den induzierten Widerstand ergibt, ist die Ableitung des Widerstandsbeiwertes nach dem Anstellwinkel. Allgemein setzt sich der Widerstandsanstieg aus Anteilen des Flügel-Rumpf-Segments und des Höhenleitwerks zusammen:

$$C_{W\alpha} = (C_{W\alpha})_{FR} + \left(1 - \frac{\partial\alpha_W}{\partial\alpha}\right) \cdot (C_{W\alpha})_H \quad (\text{A.8})$$

Die Anwendung der Kettenregel ergibt

$$C_{W\alpha} = \left(\frac{\partial C_W}{\partial C_A} \frac{\partial C_A}{\partial\alpha}\right)_{FR} + \left(1 - \frac{\partial\alpha_W}{\partial\alpha}\right) \cdot \left(\frac{\partial C_W}{\partial C_A} \frac{\partial C_A}{\partial\alpha}\right)_H.$$

Unter Berücksichtigung der quadratischen Abhängigkeit des induzierten Widerstandes vom Auftrieb ergibt sich

$$\frac{\partial C_W}{\partial C_A} = 2 \cdot \frac{C_A}{\pi\Lambda e} \quad (\text{A.9})$$

sowie per Definition

$$\frac{\partial C_A}{\partial\alpha} = C_{A\alpha}. \quad (\text{A.10})$$

Mit diesen Beziehungen folgt für den Widerstandsanstieg

$$C_{W\alpha} = 2 \cdot \frac{(C_A)_{FR}}{\pi\Lambda e} \cdot (C_{A\alpha})_{FR} + 2 \cdot \left(1 - \frac{\partial\alpha_W}{\partial\alpha}\right) \cdot \frac{(C_A)_H}{\pi\Lambda_H e_H} \cdot (C_{A\alpha})_H$$

und nach kurzer Umformung ergibt sich der Widerstandsanstieg schließlich zu

$$C_{W\alpha} = \frac{2}{\pi\Lambda e} \cdot \left[(C_A)_{FR} (C_{A\alpha})_{FR} + \left(1 - \frac{\partial\alpha_W}{\partial\alpha}\right) \frac{S_H}{S} \cdot \frac{\Lambda e}{\Lambda_H e_H} (C_A)_H (C_{A\alpha})_H \right]. \quad (\text{A.11})$$

A.4. Nickmoment durch Klappenausschlag

Der von der Auftriebserhöhung infolge der Klappenausschläge hervorgerufene Teil der Nickmomentenerhöhung kann durch die Betrachtung der zusätzlichen Zirkulation angenähert werden. Die erhöhte Zirkulation hat prinzipiell eine Erhöhung des effektiven Anstellwinkels zur Folge. Das Derivat, das das Nickmoment infolge eines Klappenausschlags charakterisiert, soll deswegen über den Nickmomentenanstieg berechnet werden. Unter der Annahme, dass der Klappenausschlag ausschließlich zu einer Veränderung des effektiven Anstellwinkels und einer Erhöhung des Abwindes am Höhenleitwerk führt, kann

$$C_{m\delta_K} = (C_{m\delta_K})_{FR} - \left(1 - \frac{\partial\alpha_W}{\partial\delta_K}\right) \cdot \frac{r_H^*}{l_\mu} \cdot \frac{S_H}{S} \cdot (C_{A\alpha})_H \quad (\text{A.12})$$

angenommen werden. Zusammen mit

$$\frac{\partial C_m}{\partial\delta_K} = \frac{\partial C_m}{\partial\alpha} \frac{\partial\alpha}{\partial\delta_K} \quad (\text{A.13})$$

und

$$\frac{\partial \alpha_W}{\partial \delta_K} = \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha} \frac{\partial \alpha}{\partial \delta_K} \quad (\text{A.14})$$

ergibt sich schließlich

$$C_{m\delta_K} = (C_{A\alpha})_{FR} \cdot \left[\frac{x_s - x_{FR}}{l_\mu} \cdot \frac{\partial \alpha}{\partial \delta_K} - \left(1 - \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha} \cdot \frac{\partial \alpha}{\partial \delta_K} \right) \cdot \frac{r_H^*}{l_\mu} \cdot \frac{S_H}{S} \cdot \frac{(C_{A\alpha})_H}{(C_{A\alpha})_{FR}} \right]. \quad (\text{A.15})$$

A.5. Querrudergiermomentenbeiwert

Zur Abschätzung des Querrudergiermomentenbeiwerts wird lediglich der Teil berücksichtigt, der sich aufgrund der Unterschiede im induzierten Widerstand ergibt. Der Querrudergiermomentenbeiwert ergibt sich dann zu

$$C_{n\xi} = \frac{1}{q \cdot S \cdot s} \cdot \frac{\partial N}{\partial \xi}. \quad (\text{A.16})$$

Unter der vereinfachten Annahme, dass beide Querruder antisymmetrisch ausgeschlagen werden und dass sich darüber hinaus ein konstanter zusätzlicher Auf- bzw. Abtrieb über den Querruderbereich ergibt, kann das Giermoment abgeschätzt werden als

$$N = -2 \cdot \Delta W_i \cdot y_{QR}. \quad (\text{A.17})$$

Aus (A.16) wird damit

$$\begin{aligned} C_{n\xi} &= -2 \cdot \frac{y_{QR}}{s} \cdot \frac{\partial C_W}{\partial \xi} \\ &= -2 \cdot \frac{y_{QR}}{s} \cdot \frac{\partial C_W}{\partial \alpha} \frac{\partial \alpha}{\partial \xi}. \end{aligned}$$

Letztlich ergibt sich ein Querrudergiermomentenbeiwert von

$$C_{n\xi} = -2 \cdot \frac{y_{QR}}{s} \cdot \frac{\partial \alpha}{\partial \xi} \cdot (C_{W\alpha})_{FR}. \quad (\text{A.18})$$

A.6. Eigenbewegungsformen

In diesem Abschnitt werden die Näherungsformeln, die für die Darstellung der Polstellen der Eigenbewegungsformen in der komplexen Zahlenebene genutzt werden, aufgezeigt. Dafür wird von den linearisierten und entkoppelten Bewegungsgleichungen ausgegangen.

A.6.1. Längsbewegung

Unter der vereinfachenden Annahme, dass die Eigenbewegungsformen der Längsbewegung eine ausreichend große Stabilität aufweisen, können die Charakteristika der Anstellwinkelschwingung und der Phygoide folgendermaßen abgeschätzt werden [14].

Anstellwinkelschwingung

Die Realteile der Anstellwinkelschwingung ergeben sich nach [51] für den Reiseflug zu

$$\sigma_A \approx -\frac{V_R}{2 \cdot \mu \cdot l_\mu} \cdot \left[C_{A\alpha} - \frac{m}{I_{yy}} \cdot l_\mu^2 \cdot (C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}) \right] \quad (\text{A.19})$$

mit dem Derivat $C_{m\dot{\alpha}}$, das gemäß [3] als

$$C_{m\dot{\alpha}} = -\frac{S_H}{S} \cdot \frac{r_H^*}{l_\mu} \cdot \frac{r_H}{l_\mu} \cdot \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha} \cdot (C_{A\alpha})_H, \quad (\text{A.20})$$

abgeschätzt wird sowie mit der normierten Masse

$$\mu = \frac{2 \cdot m}{\rho \cdot S \cdot l_\mu}. \quad (\text{A.21})$$

Die ungedämpfte Eigenkreisfrequenz kann nach [51] mithilfe von

$$\omega_{0,A}^2 \approx -V_R^2 \cdot \frac{m}{I_{yy}} \cdot \frac{C_{A\alpha}}{\mu} \cdot \left(\frac{\partial C_m}{\partial C_A} + \frac{C_{mq}}{\mu} \right) \quad (\text{A.22})$$

bestimmt werden. Allgemein ergibt sich der Imaginärteil dann entsprechend der Beziehung

$$\omega_{1,2} = \sqrt{\omega_0^2 - \sigma^2}, \quad (\text{A.23})$$

die auf fundamentalen geometrischen Gegebenheiten beruht.

Phygoide

Der Realteil der Phygoide kann unter der vereinfachten Annahme, dass weder das Nickmoment noch der Widerstand eine Änderung mit der Geschwindigkeit erfahren, gemäß [51] mithilfe von

$$\sigma_P \approx -\left(1 - \frac{n_V}{2}\right) \cdot \frac{C_{W,R}}{C_{A,R}} \cdot \frac{g}{V_R} \quad (\text{A.24})$$

angenähert werden, wobei n_V den Exponenten der Schubabhängigkeit von der Geschwindigkeit darstellt und bei Propellertriebwerken $n_V = -1$ beträgt [14]. Die ungedämpfte Eigenkreisfrequenz ergibt sich durch

$$\omega_{0,A}^2 \approx \sqrt{2} \cdot \frac{g}{V_R}. \quad (\text{A.25})$$

A.6.2. Seitenbewegung

Zudem können die Polstellen der Seitenbewegung ermittelt werden. Diese Eigenbewegungsformen umfassen die Roll-Gier-Schwingung sowie die in den meisten Fällen aperiodischen Roll- und Spiralbewegungen.

Roll-Gier-Schwingung

Laut [51] können der Realteil der Roll-Gier-Schwingung als

$$\sigma_{RG} \approx \frac{V_R}{2\mu_S s} \cdot \left[C_{Y\beta} + s^2 \frac{m}{I_{zz}} \cdot (C_{nr} + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} C_{lr}) - \frac{\frac{I_{zz}}{I_{xx}} \frac{C_{l\beta}}{C_{n\beta}} + \frac{I_{xz}}{I_{xx}}}{1 + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} \frac{C_{l\beta}}{C_{n\beta}}} \cdot \left(C_{A,R} - s^2 \frac{m}{I_{zz}} C_{np} \right) \right] \quad (\text{A.26})$$

und die ungedämpfte Eigenkreisfrequenz als

$$\omega_{0,RG}^2 \approx \frac{V_R^2}{\mu_S} \cdot s^2 \cdot \frac{m}{I_{zz}} \cdot (C_{n\beta} + \frac{I_{xz}}{I_{xx}} \cdot C_{lr}) \quad (\text{A.27})$$

abgeschätzt werden, wobei μ_S die normierte Seitenleitwerksmasse darstellt und in Analogie zu (A.21) mit der Halbspannweite berechnet werden kann.

Rollbewegung

Für die rein reellen Polstellen der Rollbewegung ergibt sich näherungsweise

$$\sigma_R \approx \frac{V_R \cdot s}{\mu_S} \cdot \frac{m}{I_{zz}} \cdot C_{lp}, \quad (\text{A.28})$$

wie [51] entnommen werden kann.

Spiralbewegung

Letzlich ergibt sich für die Spiralbewegung laut [51] die Näherung von

$$\sigma_S \approx -\frac{g}{V_R} \cdot \frac{C_{lr} \cdot C_{n\beta} - C_{l\beta} \cdot C_{nr}}{C_{lp} \cdot C_{n\beta}}, \quad (\text{A.29})$$

die ebenfalls eine rein reelle Polstelle darstellt.

B. Diagramme und Tabellen

B.1. Diagramme

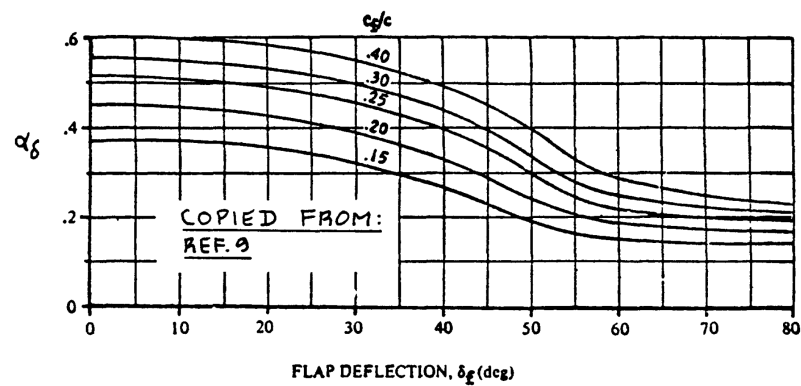


Abbildung B.1.: Flügelauftriebswirksamkeitsfaktor für Einfachspaltklappen, kopiert aus [36]

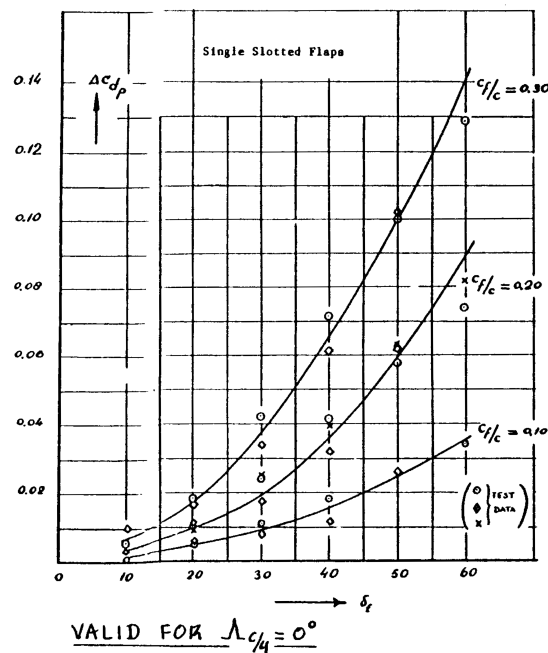


Abbildung B.2.: Zusatzwiderstandsbeiwert durch Einfachspaltklappen, kopiert aus [36]

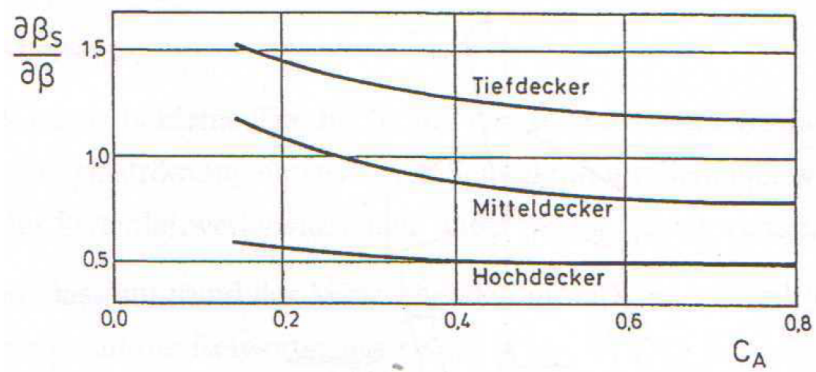


Abbildung B.3.: Anströmung des Seitenleitwerks, kopiert aus [51]

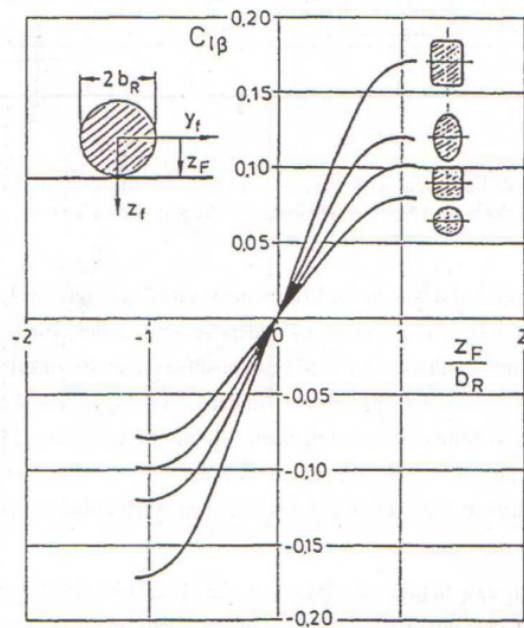


Abbildung B.4.: Schieberollbeiwerte für verschiedene Flügellagen, kopiert aus [51]

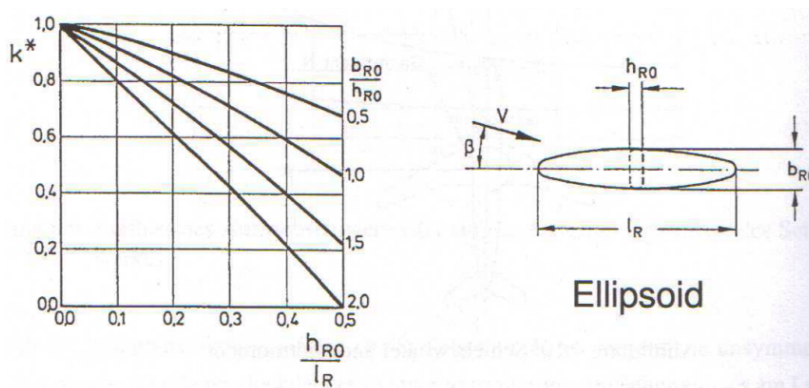


Abbildung B.5.: Rumpfformfaktor, kopiert aus [51]

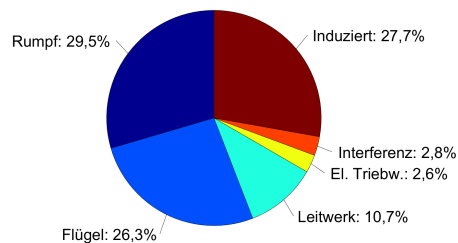
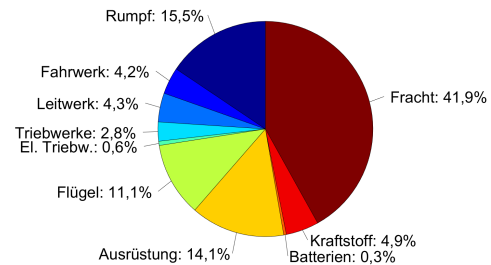
(a) Widerstandsanteile, $C_{W,R} = 300$ DC(b) Massenanteile, $m_A = 2386$ kg

Abbildung B.6.: Zusammensetzung des ausgewählten Doppelleitwerksträgers

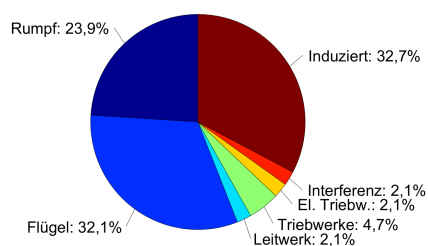
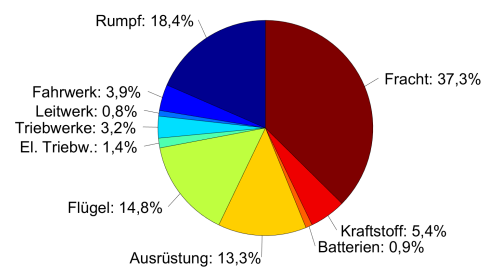
(a) Widerstandsanteile, $C_{W,R} = 321$ DC(b) Massenanteile, $m_A = 2675$ kg

Abbildung B.7.: Zusammensetzung des ausgewählten Boxwings

B.2. Tabellen

Komponente	x (m)	y (m)	z (m)	m (kg)
Schwerpunkt (voll)	3,22	0,00	1,03	2433,6
Schwerpunkt (leer)	3,73	0,00	1,19	1315,6
Flügel (rechts)	3,48	3,85	1,60	257,5
Flügel (links)	3,48	-3,85	1,60	257,5
Rumpf	2,50	0,00	0,90	454,2
V-Leitwerk	10,15	0,00	2,80	108,2
Leitwerksarm (rechts)	7,00	2,61	1,90	37,4
Leitwerksarm (links)	7,00	-2,61	1,90	37,4
Hauptfahrwerk (rechts)	4,00	0,60	0,25	45,0
Hauptfahrwerk (links)	4,00	-0,60	0,25	45,0
Bugfahrwerk	0,85	0,00	0,10	37,3
Triebwerk	5,25	0,00	0,90	68,4
El. Triebwerk (rechts, innen)	2,40	1,60	1,60	3,8
El. Triebwerk (links, innen)	2,40	-1,60	1,60	3,8
El. Triebwerk (rechts, außen)	2,43	2,80	1,60	3,8
El. Triebwerk (links, außen)	2,43	-2,80	1,60	3,8
Vordere Frachtbox	1,75	0,00	0,75	510,3
Hintere Frachtbox	3,25	0,00	0,75	510,3
Notlandesystem	4,38	0,00	0,47	50,0

Tabelle B.1.: Komponentenschwerpunkte des Doppelleitwerksträgers; körperfestes Koordinatensystem mit Ursprung am untersten Punkt der Flugzeugnase, x -Richtung zum Heck, y -Richtung nach oben, z -Richtung entsprechend

Komponente	x (m)	y (m)	z (m)	m (kg)
Schwerpunkt (voll)	3,39	0,00	1,13	2674,7
Schwerpunkt (leer)	3,86	0,00	1,30	1528,6
Flügel (rechts, vorne)	2,64	2,89	0,43	172,3
Flügel (links, vorne)	2,64	-2,89	0,43	172,3
Flügel (rechts, hinten)	5,80	2,89	3,37	172,3
Flügel (links, hinten)	5,80	-2,89	3,37	172,3
Vertikalflügel (rechts)	4,37	6,00	1,90	16,6
Vertikalflügel (links)	4,37	-6,00	1,90	16,6
Rumpf	3,50	0,00	0,90	585,6
Seitenleitwerk	6,73	0,00	2,73	32,9
Hauptfahrwerk (rechts)	4,50	0,60	0,25	48,5
Hauptfahrwerk (links)	4,50	-0,60	0,25	48,5
Bugfahrwerk	0,85	0,00	0,10	39,3
Triebwerk (rechts)	4,22	1,18	1,35	43,9
Triebwerk (links)	4,22	-1,18	1,35	43,9
El. Triebwerk (rechts, vorne)	1,59	2,70	0,41	9,8
El. Triebwerk (links, vorne)	1,59	-2,70	0,41	9,8
El. Triebwerk (rechts, hinten)	5,24	2,70	3,39	9,8
El. Triebwerk (links, hinten)	5,24	-2,70	3,39	9,8
Vordere Frachtbox	1,75	0,00	0,75	510,3
Hintere Frachtbox	3,25	0,00	0,75	510,3
Notlandesystem	4,38	0,00	0,47	50,0

Tabelle B.2.: Komponentenschwerpunkte des Boxwings; körperfestes Koordinatensystem mit Ursprung am untersten Punkt der Flugzeugnase, x -Richtung zum Heck, y -Richtung nach oben, z -Richtung entsprechend

Trägheitsmoment		Doppelleitwerksträger	Boxwing
I_{xx}	(kg · m ²)	10 682	10 688
I_{yy}	(kg · m ²)	19 074	12 252
I_{zz}	(kg · m ²)	26 670	17 479
I_{xz}	(kg · m ²)	-6 976	-3 654

Tabelle B.3.: Trägheitsmomente der leeren Flugzeugkonfigurationen

Nickdämpfung	$k_{q\eta}$	0,1
Längslagereger	$k_{\eta\theta,P}$	-0,45
	$k_{\eta\theta,I}$	-0,05
Gesamtenergiereger	k_{Fc}	0,00024
	k_H	0,14
	k_V	0,04
	$k_{F,P}$	1,2
	$k_{F,I}$	0,35
	$k_{E,P}$	1,2
	$k_{E,I}$	0,35
Begrenzer	γ_C	$[-10^\circ, 10^\circ]$
	$\dot{\gamma}_C$	$[-2^\circ/\text{s}, 2^\circ/\text{s}]$
	ΔV_C	$[-10 \text{ m/s}, 10 \text{ m/s}]$
	\dot{V}_C	$[-1 \text{ m/s}^2, 1 \text{ m/s}^2]$

Tabelle B.4.: Verwendete Reglerkonstanten